

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Konstrukce UAV typu křídlo s elektropohonem

Design of Wing Type UAV with Electric Power Plant

Student:

Bc. Martin Bičan

Vedoucí diplomové práce:

Ing. František Martinec, CSc.

Ostrava 2012

VŠB - Technická univerzita Ostrava
Fakulta strojní
Institut dopravy

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Martin Bičan**
Studijní program: N2301 Strojní inženýrství
Studijní obor: 2301T003 Dopravní technika a technologie
Specializace: 40 Letecká doprava
Téma: **Konstrukce UAV typu křídlo s elektropohonem**
Design of Wing Type UAV with Electric Power Plant

Zásady pro vypracování:

1. Analýza konstrukčního řešení UAV s kolmým startem typu křídlo
2. Návrh a výběr konstrukce UAV typu křídlo s elektropohonem
3. Návrh a částečná realizace konstrukce UAV

Seznam doporučené odborné literatury:

http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 16.12.2011

Datum odevzdání: 21.05.2012



doc. Ing. Vladimír Smrž, Ph.D.
vedoucí katedry



prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě

.....

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- беру на вѣдомі, же Высoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на вѣдомі, же оdevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě :

.....

podpis

Jméno a příjmení autora práce: Martin Bičan

Adresa trvalého pobytu autora práce: Spytihněv 548

ANOTACE DIPLOMOVÉ PRÁCE

BIČAN, M. *Konstrukce UAV typu křídlo s elektropohonem: diplomová práce*. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2012, 99 s. Vedoucí práce: Martinec, F.

Diplomová práce se zabývá konstrukcí UAV typu křídlo s elektropohonem. V úvodu práce je provedena analýza podobných konstrukčních řešení. U existujících konstrukčních řešení jsou popsány jejich výhody i nevýhody, a následně pak vybrány vlastnosti a konstrukční charakteristiky, které jsou pro navrhovanou konstrukci výhodné. Dále je zde proveden koncepční návrh drakové a pohonné části letounu, včetně výběru parametrů letounu, pohonných jednotek a jejich vzájemného uspořádání. Je zde navrženo i konkrétní konstrukční řešení křídla a pohonných jednotek, výběr použitých materiálů, jejich rozměrů, hmotností a dalších vlastností. V závěrečné části této práce je zpracován postup pro výrobu navrhovaného letounu. Částečná realizace konstrukce UAV letounu je zdokumentována v příloze diplomové práce.

ANNOTATION OF MASTER THESIS

BIČAN, M. *Design of Wing Type UAV with Electric Power Plant: Master Thesis*. Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2012, 99 p. Thesis head: Martinec, F.

Master thesis deals with Design of Wing Type UAV with Electric Power Plant. In the introduction is conducted analysis of similar structural solutions. For existing structural solutions are described their advantages and disadvantages, and subsequently selected properties and structural characteristics, that are advantageous for the proposed construction. There is also done conceptual design of the airframe and powerplant of the aircraft, including the selection of parameters of the aircraft, propulsion units and their mutual arrangement. There is also designed specific wing structural solution and propulsion units, choice of materials used, their size, weight and other properties. In the final part of this thesis is processed for the production process of the proposed aircraft. Partial implementation of UAV aircraft design is documented in the enclosure of the master thesis.

Obsah

Seznam použitých zkratk	7
Cíle práce	8
1. Úvod	9
2. Analýza konstrukčního řešení UAV s kolmým startem typu křídlo	10
2.1 Výhody konstrukčního řešení UAV s kolmým startem typu křídlo	10
2.2 Stávající konstrukční řešení UAV s kolmým startem v ČR/ve světě	11
3. Shrnutí koncepčních řešení	39
3.1 Přehledová tabulka srovnání vybraných koncepčních řešení	41
4. Návrh	43
4.1 Výběr vlastností UAV	43
4.2 Shrnutí vlastností UAV	48
4.3 Návrh drakové části	49
4.4 Návrh pohonné části	69
4.5 Návrh konstrukčního řešení UAV	79
5. Vyhodnocení cílů diplomové práce	84
6. Závěr	85
7. Seznam použitých pramenů:	86
8. Seznam příloh	89

Seznam použitých zkratek

Zkratka	Název česky	Název anglicky
AC	Aerodynamický střed	Aerodynamic Center
Cd	Součinitel odporu	Drag Coefficient
Cl	Součinitel vztlaku	Lift Coefficient
Cm	Součinitel momentu	Moment Coefficient
CNC	Číslicově řízené počítačem	Computer Numeric Control
IR	Infračervené	Infrared
L/D	Aerodynamická jemnost	Lift over Drag ratio
MAV	Mikro vzdušné letouny	Micro Air Vehicles
MTOW	Maximální vzletová hmotnost	Maximum Take-Off Weight
NACA	Národní poradní výbor pro letectví	National Advisory Committee for Aeronautics
PWM	Pulsně-šířková modulace	Pulse-width modulation
RC	Rádiové řízení	Radio controll
SAT	Střední aerodynamická tětíva	
STOVL	Zkrácený vzlet a vertikální přistání	Short Take-Off and Vertical Landing
UAV	Bezpilotní letoun	Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	Vertikální vzlet a přistání	Vertical Take-Off and Landing

Cíle práce

Cílem této diplomové práce je na základě analýzy existujících konstrukčních řešení UAV s kolmým vzletem a přistáním vybrat takové koncepční a konstrukční výhody, které budou pro účel použití navrhovaného letounu přínosné. Dále uvážit, které konstrukční řešení je realizovatelné a pokusit se skloubit co nejvíce výhod dohromady. S využitím dostupných výpočetních programů navrhnout a zjistit parametry letounu. Ve výsledku pak provést konkrétní návrh koncepce, konstrukce, doporučit materiály pro konstrukci a způsob, jakým lze letoun vyrobit. V přílohách této práce pak zveřejnit fotodokumentaci z částečné realizace konstrukce navrhovaného letounu.

1. Úvod

První bezpilotní letoun byl stvořen již roku 1916 profesorem Archibaldem Montgomery Lowem a jmenoval se Vzdušný cíl. V 80. a 90. letech se díky miniaturizaci zvýšil zájem o tyto letouny. Zprvu tyto plnily nejprve průzkumné mise, později se využívaly i k boji. UAV může sloužit jako cíl, návnada, průzkumný, bojový letoun v rizikových misích, logistický, výzkumný a civilní nebo komerční letoun. Bepilotní prostředky se dnes hojně využívají pro operace, kde není potřeba fyzická přítomnost pilota v operujícím letounu, nebo kde jeho přítomnost v letounu příliš riskantní. Letoun tak může být menší a jeho výroba a konečná cena je pak mnohonásobně nižší. Výhodnější jsou tyto letouny i z ekologického hlediska, jelikož nároky na výkon pohonných systémů jsou nižší a tak můžeme u menších UAV využít elektropohonu.

2. Analýza konstrukčního řešení UAV s kolmým startem typu křídlo

2.1 Výhody konstrukčního řešení UAV s kolmým startem typu křídlo

Mezi největší výhodu patří bezesporu možnost vertikálního vzletu a přistání. Díky tomu můžeme vzlétat a přistávat prakticky kdekoliv, kde se nachází ploché místo o dostatečné velikosti. Zvyšuje se tím zároveň i operabilita UAV systému. Sem by se dala zařadit i možnost vzlétat např. ze střechy automobilu. Odpadají náklady na pořízování startovacích ramp či udržování ploch potřebných pro rozjezd při vzletu a dojezd při přistání.

Další výhodou u letounů typu křídlo všeobecně je, že nemají trup, který z aerodynamického hlediska slouží u většiny letounů jen jako přídavný odpor proudění vzduchu. Z uvedeného vyplývá, že naprostá většina vybavení letounu a jeho samotné funkční prvky a zařízení budou muset být uloženy uvnitř. Umístění prvků (paliva, vybavení, motory) do konstrukce křídla je přínosem z hlediska odlehčení závěsů křídel u letounu s trupem. Tím, že máme letoun typu křídlo, odpadá nám tak starost dimenzovat závěsy křídel na požadovanou hmotnost a tím zároveň i snížíme s výhodou hmotnost letounu jako takového.

Díky kolmému vzletu a přistání odpadá i nutnost dimenzovat složitý a hmotnostně náročný podvozek (přistávací zařízení). Nebude potřeba kol ani brzd. Potřeba tlumičů je sporná. Přistávací zařízení tedy bude lehké, jednoduché a snadno zatažitelné, díky relativně malým rozměrům, což je další výhoda.

Pozitivní a příjemnou vlastností u letounů typu křídlo je, že při pilotáži mají naprosto nezáludné chování. Z vlastní zkušenosti vím, že je mnohem méně náchylný ke stáčení se vlivem bočního větru, než letouny s ocasními plochami. Rádiem řízené modely tohoto typu jsou v popisu doporučovány i začínajícímu modeláři, který prakticky nemá zkušenosti s pilotáží.

Z konstrukčního hlediska je výhodou, že řídicí plochy, tedy křídélka a výškové kormidlo, jsou sdružené. Odborně se takto řešené řídicí plochy nazývají elevony. K ovládání letounu to plně postačuje, neboť se tyto plochy, myšleno levý a pravý elevon, mohou pohybovat jak souhlasně, tak protichůdně.

2.2 Stávající konstrukční řešení UAV s kolmým startem v ČR/ve světě

Rozdělení VTOL UAV dle typu konstrukčního řešení:

Existují následující zjištěné konstrukční řešení:

- a) Pevné obdélníkové křídlo s plynule otočnými dmychadly po stranách do polohy vertikální a horizontální.
- b) Pevné kruhové křídlo s výsuvnými rotorovými listy a proudovou pohonnou jednotkou.
- c) Pevné lichoběžníkové křídlo s dmychadlem.
- d) Pevné křídlo s integrovanými dmychadly a otočnými dmychadly v zadní části letounu.
- e) Pevné křídlo s integrovanou otočnou propulzní jednotkou s protiběžnými vrtulemi.
- f) Pevné křídlo s fixně připojenou pohonnou jednotkou s protiběžnými vrtulemi.
- g) Pevné křídlo se záporným šípem a třemi otočnými dmychadly.

Vlastnosti:

ad. a)

Tato koncepce v sobě nese jednu hlavní výhodu. Tou je počet pohonných jednotek, tedy v případě vysazení $\frac{1}{2}$ z celkového počtu je letoun schopen být plně funkční. Další výhodou je zachovaná aerodynamická čistota křídla a s ní i vysoká klouzavost v případě vysazení všech pohonných jednotek.

ad. b)

Nezahrnuje výhody předešlého konceptu, neboť má jen 1 pohonnou jednotku. Výhodou je bezesporu vysoká rychlost. Je potřeba zabránovat rotaci letounu okolo svislé osy vlivem reakčního momentu způsobeného rotací listů okolo trupu. Dle mého názoru se jedná o nedořešený koncept.

ad. c)

Koncepční výhodou tohoto řešení je skutečnost, že jednotka využívaná k propulzi je pevně spojena s ostatními částmi letounu, tudíž je ušetřeno o hmotnost, o kterou by bylo potřeba navýšit při použití zařízení, které by pohybovalo s dmychadlem. Další výhodou je tvar křídla – lichoběžníkové o vysoké štíhlosti. Toto vykazuje dobré aerodynamické

charakteristiky a výrazné varování před pádem. Nevýhodou je fakt, že pohonná jednotka je jen jedna, takže se zde nedá hovořit o takové spolehlivosti, jakou nám skýtá ad. 1.

ad. d)

Použitím 4 dmychadel integrovaných uvnitř křídla je nám dovoleno u lopatek těchto dmychadel zvolit menší úhel nastavení lopatek dmychadla. Díky menšímu úhlu nastavení je každá lopatka dmychadla méně zatížena a tím je zajištěna vysoká účinnost a v konečném důsledku je potřeba méně energie z pohonné jednotky. S tím zpětně souvisí menší spotřeba a ta má nepřímý vliv na vytrvalost letounu. Tento důmyslný koncept využívá také speciálních roletek na horní straně křídla, které se při dopředném letu zatáhnou, zakryjí dmychadla a tak není aerodynamika křídla nijak narušena a křídlo tak může poskytovat vysoké hodnoty vztlaku. Ze spodní strany křídla je zakrytí dmychadel řešeno pomocí žaluzií, pomocí nichž navíc lze provádět vektorování tahu v režimu vznášení a kompenzaci vlivu bočního větru při kolmém vzletu. Dvě dmychadla v zadní části letounu poskytují tah v režimu dopředného letu a dodatečný tah a kontrolu klopení při vznášení.

ad. e)

Výhodou tohoto koncepčního řešení je vyšší cestovní rychlost, rychlost stoupání, únosnost, účinnost pohonné jednotky a dolet oproti srovnatelné helikoptěře. Díky dobrým aerodynamickým charakteristikám má jen nepatrně menší poměr L/D oproti proudovým letounům. Koncept má 2 protiběžné vrtule, a tak eliminuje potřebu vyrovnávat kroucí moment prostřednictvím ocasního rotoru. Má 2 pohonné jednotky a v případě poruchy je schopen bezpečně přistát i s jednou funkční pohonnou jednotkou. Počítá se s využitím jak v oblasti RC modelářství, tak pro výzkum (UAV), i pro civilní a vojenské využití.

ad. f)

Výhodou je zde pohonná jednotka s protiběžnými vrtulemi, kde každá vrtule má svůj vlastní elektromotor. Letoun je schopen vyvinout dostatečný tah pro vertikální stoupání a díky vhodně zvolenému křídlu i letět rychle v horizontálním letu. Není zde potřeba řešit přestavovací mechanismy pro vektorování tahu. Letoun přejde jako celek do režimu visení. Tím je ušetřena hmotnost.

ad. g)

Kladnou vlastností je přítomnost otočných dmychadel na koncích křídel, což zabraňuje působení indukovaného odporu křídla při vodorovném letu. U této koncepce je použito křídla se záporným šípem, které má lepší aerodynamické vlastnosti. Oproti předchozí koncepci je tato stabilnější v režimu visení díky třem dmychadlům.

a) VTOL Flying-Wing

Toto konstrukční řešení se opírá o výhody VTOL konceptu. Jedná se o letoun s přímým křídlem, na jehož konci jsou umístěny 2 dmychadlové jednotky pro každou stranu. Tyto jednotky jsou umístěny otočně, takže je po vertikálním vzletu umožněno jejich využití k produkci dopředného tahu pro let. V prostřední části křídla, které je řešeno jako přímé, je zavěšena gondola, která nese infračervenou a klasickou kameru.

Design má na starosti firma Britain's VTOL Technologies. Od tohoto konceptu si slibují vysokou stabilitu, dobrou schopnost vznášení se, lepší manévrovatelnost a agilitu. S použitím čtyřrotorové platformy samozřejmě dle návrhářů stoupne i hodnota payload zatížení a zlepší se schopnosti oproti současným VTOL UAV zařízení při přistání.

Mezi zmiňovanou výhodou například patří to, že letoun je schopen operovat při rychlosti blížící se cestovní rychlosti i v případě vysazení až 2 ze 4 pohonných jednotek. Design je odolný proti poryvům, rychle vybírá pád v případě, že se do něj dostane. V situaci, kdy dojde k vysazení všech čtyř pohonných jednotek je díky vysoké klouzavosti velká pravděpodobnost, že letoun misi splní, nebo dokáže alespoň bezpečně přistát.

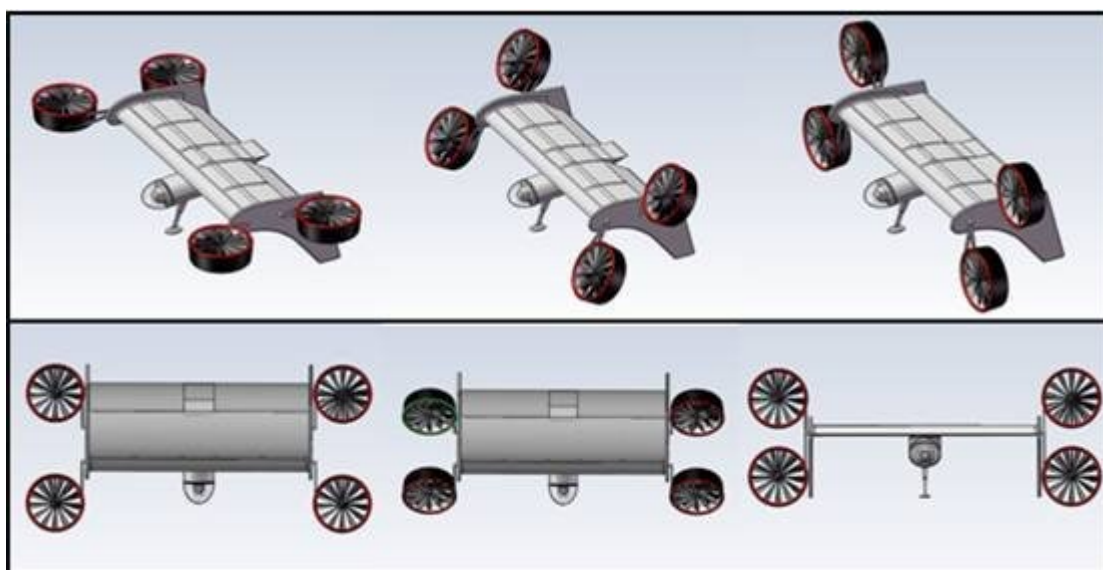
VTOL Technologies říkají, že jejich patentovaný design zajistí 3-4x vyšší výdrž oproti současným VTOL letounům podobného výkonu. Z vyššího počtu pohonných jednotek je také patrná vyšší cestovní rychlost. Letoun je na *Obr. 2.1*.

Vektorováním tahu je docíleno vyšší všestrannosti. Tento letoun využívá totiž místo křidélek k docílení rozdílného vztlaku na obou polovinách křídla vektorování tahu pohonných jednotek. Z toho plyne tedy jednoznačná výhoda. U klasických křidélek se při jejich vychýlení směrem nahoru dosahuje snížení vztlaku a tím dochází ke klonění. Zde se klonění realizuje pomocí vektorování tahu, takže nedochází ke ztrátám vztlaku ani ke vzniku přidavného odporu vlivem vychýlení křidélek.

Vývoj Flying-Wing letounu trval 8 let. Plánované využití je ve vojenských operacích jako Afghanistan a protipirátských operacích na olympiádě v Londýně 2012. Počítá se i s aplikacemi v oblastech dopravy, potírání zločinu, pohraniční policie a monitorování znečištění.

Současné technické specifikace:

- Maximální vzletová hmotnost: 3.25Kg
- Rozpětí: 1.25m
- Délka: 0.61m
- Výška: 0.28m
- Maximální dopředná rychlost: >80kts
- Maximální boční skluz: 15kts
- Maximální výdrž: >2 h
- Maximální výdrž pro vznášení: 0.5 h
- Dolet: 60km
- Užitečné zatížení: Video nebo IR kamera
- Úroveň hluku: <65db
- Zdroj energie: LiPo články



Obr. 2.1 Letoun VTOL Flying-Wing [18]

b) Koncept letounu kombinující VTOL s pevným křídlem (Obr. 2.2)

Tento koncept, resp. Jeho vývoj, má na starosti malá norská společnost. Lidé vyvíjející toto letadlo si dali za úkol spojit výhody, které s sebou nese použití VTOL vlastností helikoptéry a vysokorychlostního potenciálu letounu s pevným křídlem.

Koncept je nazván SiMiCon Rotor Craft (SRC) a využívá kruhový trup tvarovaný jako profil křídla, který obsahuje zatažitelné rotorové listy. Tyto listy se v případě rotace odstředivou silou vysouvají a slouží pro provedení vertikálního vzletu a přistání. Jakmile tento letoun vzlétne, proudový motor svou propulzí požene letoun vpřed a rotorové listy se přestanou otáčet a zasunou se.

Rotorové listy mohou být vysunuty taktéž uprostřed letu, když se letoun potřebuje vznášet na místě. Vyrovnávání momentu od rotoru bude realizováno buď vychýlením trysky proudového motoru, nebo pomocí malého ocasního rotoru.

SiMiCon nedávno prováděl testy aerodynamických charakteristik diskově tvarovaných křídel ve spolupráci s Norskou námořní technologicko-výzkumnou institucí a Norskou univerzitou vědy a technologie. Výzkum je stále v počátečních fázích a letové zkoušky konceptu se nepředpokládají v horizontu několika let.



Obr. 2.2 Letoun SiMiCon Rotor Craft [19]

c) SiCX 300V (Obr. 2.3)

Letoun byl vyvinut s ohledem na speciální a náročné požadavky na zobrazování a sledování komunit. Kombinuje výhody VTOL a vysokou rychlost a dlouhou výdrž díky pevnému křídlu. Je schopen létat zcela samostatně v rámci celé letové obálky, včetně vzletu, přechodu, přistání a rychlého letu vpřed.

Tento letoun spolupracuje ještě spolu s totožným letounem a vytváří tak systém pro splnění misí. Systém je složen tedy ze dvou letounů, které jsou plně integrovány s Piccolo LT autopilotem a dále z jedné přenosné pozemní řídicí stanice.

Guided Systems jsou schopny realizovat dodávku k zákazníkovi do 6 měsíců.

Rozměry a hmotnost

Výška	8' (244 cm)
Rozpětí křídel	10' (305 cm)
MTOW	70 lbs (32 kg)
Payload	5 lbs (2.25 kg)
Vytrvalost	5+ hodin

Užitečné zatížení (payload)

S kapacitou užitečného zatížení ve velikosti 2,25 kg je letoun schopen nést na palubě jakékoliv lehčí zatížení, včetně 2-osé kamery s aktivní stabilizací a 26x optickým zoomem. Jsou schopné pracovat i na infračervené bázi. Jeden operátor může ovládat oba dva letouny a jejich kamery.

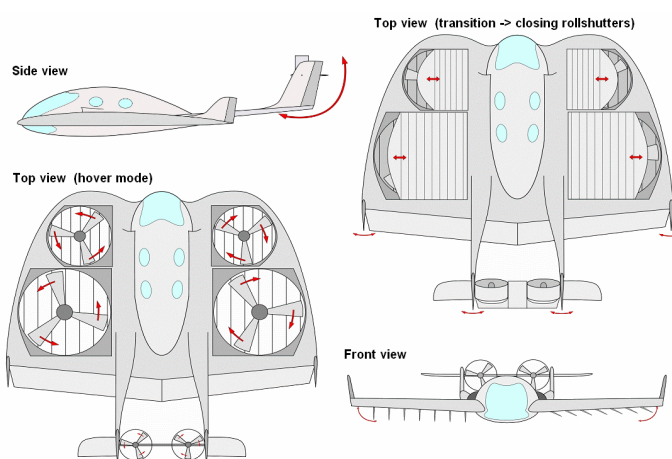
Pohon je tvořen výkonnou 2-taktní spalovací jednotkou o kubatuře přibližně 160cc a rychlost letu je až 100 knotů. K výrobě elektrické energie pro pohon avioniky a dalších el. zařízení je k dispozici alternátor. Zajisté by byla možnost realizovat pohon elektricky, avšak za cenu kratší operační doby.



Obr. 2.3 Letoun SiCX 300V [20, 21]

d) Švýcarský VTOL Ray (Obr. 2.4)

Tento letoun má na starosti firma Ray Research. Vývojáři tvrdí, že jejich koncept bude mít nižší náklady na provoz, než helikoptéry nebo konvertoplány.



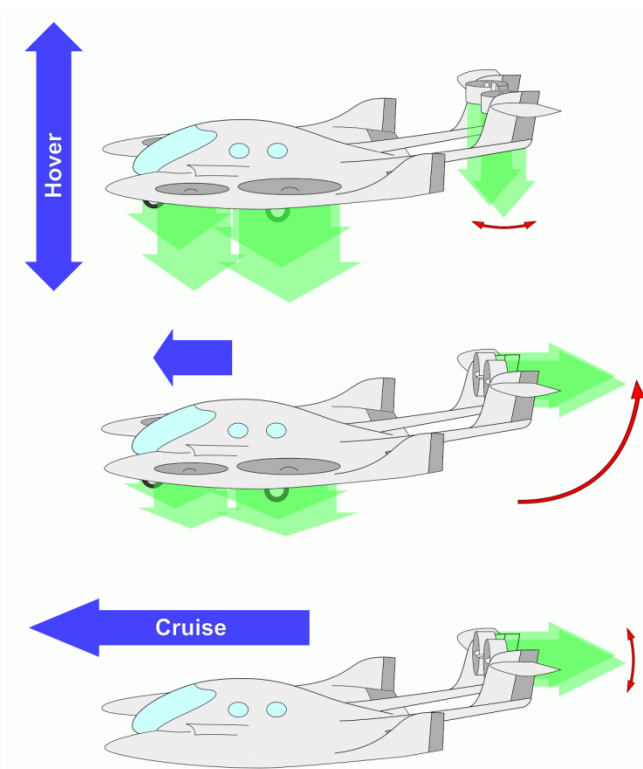
Obr. 2.4 Letoun VTOL Ray [22]

The Ray má čtyři dmychadla, která jsou upevněna v křídle. Pomocí nich je generován vztlak pro vertikální let. Dále jsou součástí konstrukce dvě dmychadla, která jsou umístěna v ocasní části. Těmto dmychadlům je umožněno natáčení se okolo příčné osy letounu. Dle jejich natočení mohou fungovat buď pro tah a kontrolu klopení, nebo pro propulzi. Za každým dmychadlem se ještě nachází směrovací plocha (plochy), které umožňují vektorování tahu.

V porovnání s podobnými konstrukčními řešeními vývojáři tvrdí, že u tohoto konceptu byla použita dmychadla s lopatkami, které mají menší úhel nastavení a v důsledku toho jsou více účinné a potřebují méně výkonu od pohonné jednotky.

Ocasní otočně umístěné dmyhadla poskytují dílčí hodnotu vztlaku ve vertikálním režimu letu, ale primárně zde slouží jako řízení vektoru tahu k ovládní klopení během přechodu mezi vertikálním a horizontálním režimem letu a pro vytváření dopředného tahu při cestovním režimu (viz Obr. 2.5).

Dmyhadla umístěná v křídle ztrácejí účinnost se zvyšujícími se otáčkami. Toto během přechodu na dopředný let způsobuje, že letoun má tendenci zvedat svou příď. Proto jsou zde umístěna ocasní dmyhadla, aby tuto sílu vyvážila a přechod na vodorovný let byl beze změn v klopení letounu.



Obr. 2.5 Princip funkce ocasních otočných dmychadel [23]

Hover vznášet se

Cruise let cestovní rychlostí

Aby bylo možno umístit velké dmyhadla do křídla, toto je tomu konstrukčně uzpůsobeno. Má velkou plochu a velkou hloubku profilu, ale zároveň nízký součinitel odporu. Konstrukteři tvrdí, že tvar křídla a jeho parametry zajišťují nízkou hodnotu součinitele odporu v cestovním režimu.

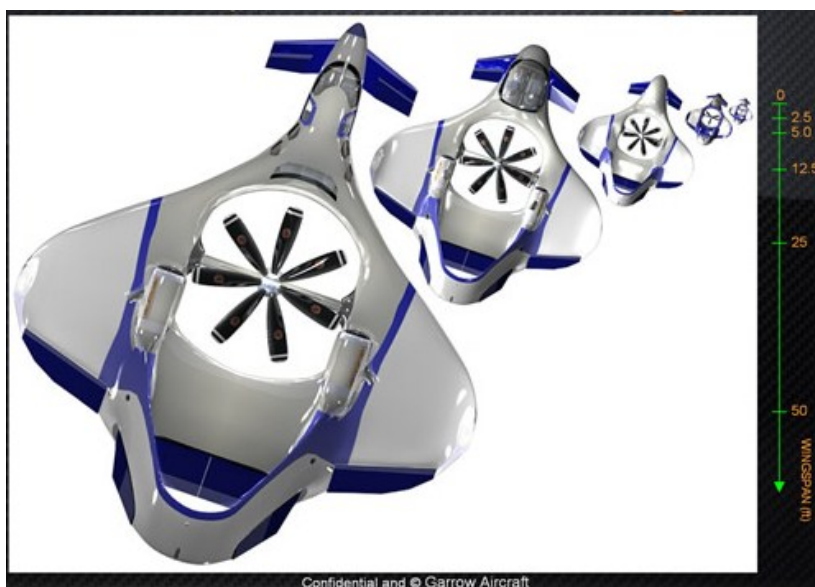
Letoun je určen pro přepravu 3 až 4 pasažérů, nepřetlakovaný a má tvořit konkurenci Eurocopteru EC 135. Předpokládaná cestovní rychlost činí 195kt a dolet 980nm. Náklady na provoz mají být oproti Eurocopteru méně než poloviční a dolet více než dvojnásobný.

Klíčovým faktorem k ovlivnění nákladů na provoz je totiž velikost motoru a jeho spotřeba. U tohoto letounu je třeba mít pohonnou jednotku o výkonu zhruba 1000 kW.

Podobně jako u předchozích případů je tento letoun ještě poměrně daleko od reality. Společnost avšak nedávno dokončila testy chování letounu při přechodu z vertikálního do horizontálního režimu letu na malém dálkově řízeném modelu. Plánují se již testy dopředného letu s úplně vypnutými dmychadly v křídlech a uzavřeným křídlem.

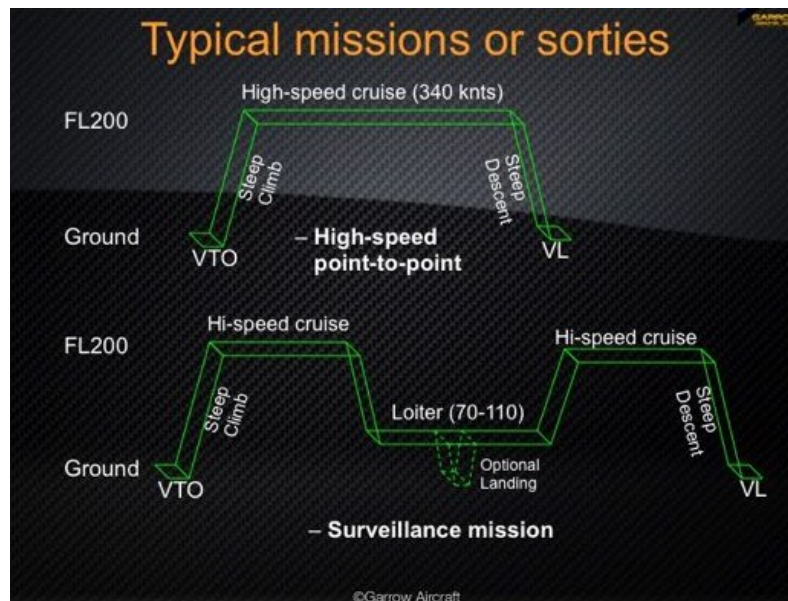
e) Verticopter

Pod pojmem Verticopter si můžeme představit konvertoplán s možností vektorování tahu, který je schopen vertikálního vzletu a přistání. Tento projekt je realizován firmou Garrow Aircraft, která plánuje využití Verticopteru dokonce i pro civilní a vojenské účely. Mají rozpracovaných hned několik verzí, např. 2-místnou, 7-místnou a pro vojenské účely (viz Obr. 2.6). Vertikální profil letu je na Obr. 2.7.



Obr. 2.6 Verze letounů Verticopter včetně jejich rozpětí [24]

Wingspan rozpětí křídel



Obr. 2.7 Vertikální profil letu [25]

FL200 letová hladina 20 000 ft

Ground země

VTO vertikální vzlet

VL vertikální přistání

High speed cruise let vysokou cestovní rychlostí

Steep climb strmé stoupání

Steep descent strmé klesání

Loiter průzkum (orig. loudat se)

Surveillance mission dozorová mise

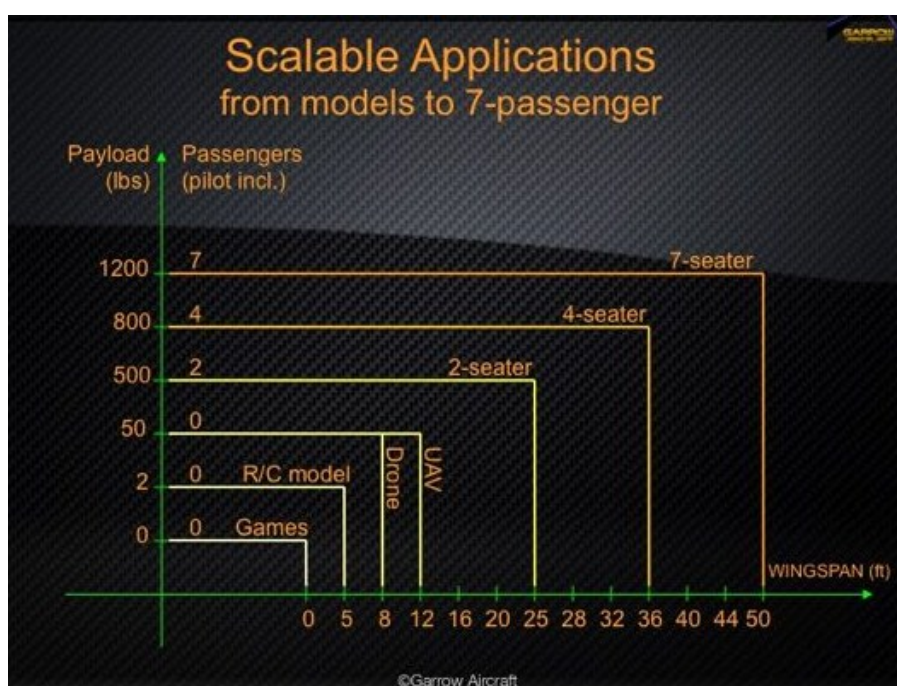
Point-to-point bod - bod

Tvar křídla poskytuje výborné aerodynamické vlastnosti a invertní ocasní plochy tvarované do V zase velkou stabilitu. Letoun je celokompozitové konstrukce, takže jeho hmotnost je velmi nízká a pevnost dostačující. Letoun nepřechází do pádu dříve, než při úhlu náběhu 20°.

Uprostřed křídla se nachází protiběžné vrtule, které je možno polohovat plynule do vertikální či horizontální polohy. Díky tomu můžeme plynule vektorovat tah a provádět vertikální operace jako u helikoptéry a taktéž využívat vztlaku křídla. Protiběžné vrtule skýtají výhodu v tom, že je energie potřebná k vytváření tahu rozdělována účinně, protože zde není potřeba ocasního rotoru jako u helikoptéry. Pohon rotorů je řešen prostřednictvím dvou turbínových motorů. V případě poruchy jednoho z nich je letoun schopen bezpečně přistát.

Mezi výhody Verticopteru patří vyšší únosnost v porovnání s odpovídající helikoptérou, vyšší rychlost stoupání (3x), vyšší cestovní rychlost – tato se rovná rychlosti turbovrtulových letounů (340+ kts) a je opět 3x větší než u odpovídající helikoptéry. Na stejné množství paliva je schopen doletět až čtyřikrát dál a má také nižší pořizovací náklady a náklady na údržbu oproti helikoptěře.

Důvod, proč ve své diplomové práci tenhle letoun uvádím je, že výrobce počítá s produkcí asi 6ti verzí, kdy nejmenší je pro použití v RC modelářství a postupně s přibývající velikostí a únosností je to Drone, UAV, 2-místný, 4-místný a 7-místný letoun. Výborně tuto závislost únosnosti na rozpětí křídel ilustruje Obr. 2.8.



Obr. 2.8 Závislost únosnosti na rozpětí křídel [26]

Payload užitečné zatížení

Passengers cestující

Wingspan rozpětí křídel

Games hry

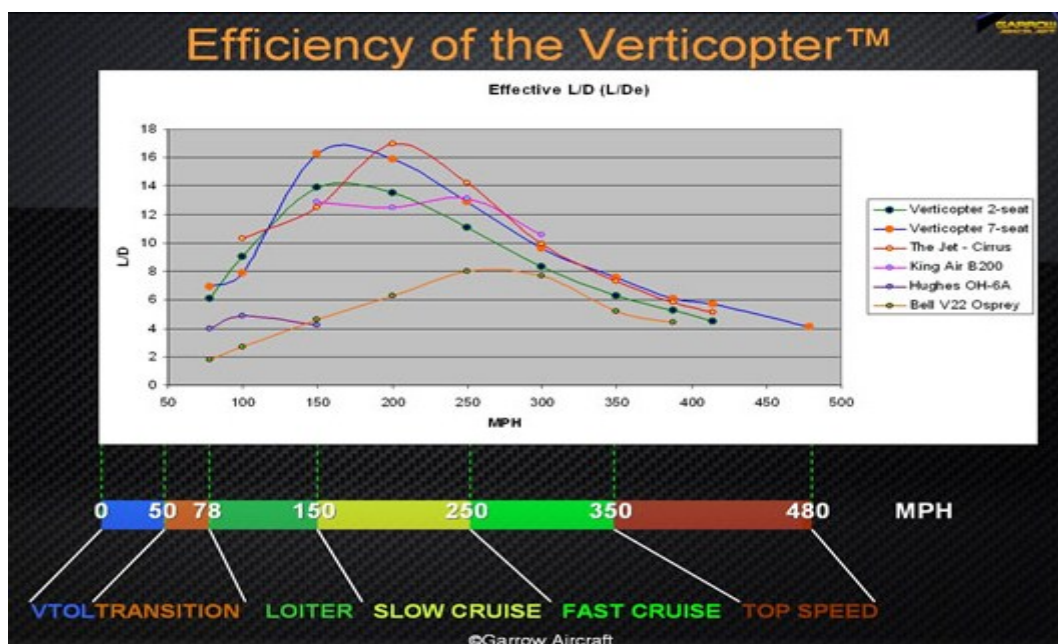
Drone vzdušný cíl

2-seater 2-sedadlový

Scalable applications škálovatelné aplikace

V porovnání s existujícími technologiemi má Verticopter oproti proudovým letounům menší poměr vztlak/odpor (u proudových letounů tato hodnota činí 17, zatímco Verticopter má 16). Zmiňovaný poměr u helikoptér dosahuje 1/3 hodnoty Verticopteru a V22 Osprey má

mnohem rovnější vertikální operační profil a účinností konkuruje Verticopteru jen do 300 mph. Z následujícího grafu (viz Obr. 2.9) je patrná závislost poměru L/D na rychlosti letu pro jednotlivé letouny.



Obr. 2.9 Závislost poměru L/D na rychlosti letu [27]

Efficiency účinnost

VTOL vertikální vzlet a přistání

Transition přechod

Loiter průzkum

Slow/Fast cruise let pomalou/rychlou cestovní rychlostí

Technické specifikace pro 2-místný Verticopter:

- Délka 30 ft.
- Rozpětí 25 ft.
- Prázdná hmotnost 1300 lbs
- MTOW 2500 lbs
- Spotřeba paliva 390 lb/hr
- Payload 1200 lbs
- Zatížení disku vrtule 22-28 lb/sq.ft/vrtule
- Výkon motoru 450 sHP
- Vrtule 7-listá kompozitní grafit/kevlarová, 7,5 ft průměr
- Rychlost stoupání 7000 ft/min při MTOW
- Max. rychlost 420 mph

- Cestovní rychlost 394 mph
- Dostup 25000 ft
- Dolet až 1980 mi při 132 mph

f) VTOL MAV (Micro Air Vehicles)

Hlavním autorem tohoto projektu Sergey Shkarayev z arizonské univerzity v Tucsonu. Spoluúčastníky projektu jsou Jean-Marc Moschetta a Boris Bataille. Koncept VTOL MAV je založen na pohonné soustavě, která se skládá ze dvou koaxiálních protiběžných elektromotorů spojených napřímo s vrtulemi. Hodnoty tahu, krouticího momentu, výkonu a účinnosti této pohonné soustavy byly měřeny a porovnány s hodnotami pohonné soustavy s jedním motorem a vrtulí. Výsledkem bylo, že protiběžné vrtule měly při srovnatelné účinnosti nižší krouticí moment. Sestavený model byl testován i ve větrném tunelu a byl úspěšně zalétán.

Při realizaci projektu bylo třeba řešit spoustu problémů. Prvním bylo, jak vyřešit problém s nedostatkem výkonu při vertikálním vzletu, kdy nebylo možno získat vztlak prostřednictvím křídla. Druhý problém byl v ovládání letounu při přechodu z vertikálního do horizontálního letu. Tento problém byl částečně vyřešen použitím velkých řídicích ploch a částečně použitím velkého průměru vrtule. Tak bylo zajištěno, že vrtulový proud ofukuje velkou plochu křídla a tím tudíž i dostatečně řídicí plochy. Paralelně s tímto konceptem ještě vznikal koncept, který byl doplněn o dva postranní motory.

Bylo zjištěno, že vysoce výkonné akrobatické RC letouny, které jsou schopny provádět visení na vrtuli, nedosahují moc velkých rychlostí v horizontálním letu. Je to kvůli tomu, že zatížení křídla je velmi nízké.

Výhody použití pohonné jednotky s protiběžnými vrtulemi eliminují škodlivé záležitosti, jako je krouticí moment od vrtule, stáčení vrtulového proudu, vybočování vlivem vrtulového proudu a gyroskopický moment. Vybočování vlivem vrtulového proudu se v praxi eliminuje nastavením směrového kormidla tak, aby letoun letěl rovně. Toto řešení ale zbytečně přidává hodnotu aerodynamického odporu. Protiběžné vrtule, kdy je druhá vrtule umístěna hned za první vrtulí, neprodukují stočený proud vzduchu, neboť druhá vrtule vyrovnává stočení proudu první vrtulí. Z aerodynamického hlediska je pak na tom takový letoun lépe, jelikož má nižší hodnotu aerodynamického odporu.

V letech 1953-55 Convair vyvinul a úspěšně otestoval XFY-1 Pogo s protiběžnými vrtulemi. Letoun úspěšně absolvoval VTOL lety, ale celý projekt byl zrušen. V letech 1956-57 byly prováděny letové testy letounu Ryan X-13 Vertijet. Tento pak položil svým vektorováním tahu základy např. pro konstrukční řešení Harrieru. Vrtule všeobecně produkuje pulzující proud vzduchu, který může znehodnotit dobré vlastnosti laminárních křídel, kde je křídlo vrtulovým proudem ofukováno. Tento problém tedy nastává pouze u tažného uspořádání.

Byla zkoumána laminární vrstva proudění na profilu NACA 27-212. Část byla ofukována vrtulovým proudem a část byla ponechána volnému proudění vzduchu. Zjistilo se, že v místě ofukování vrtulovým proudem bod přechodu z laminárního na turbulentní proudění se pohybuje směrem k náběžné hraně. To značně zvyšuje aerodynamický odpor.

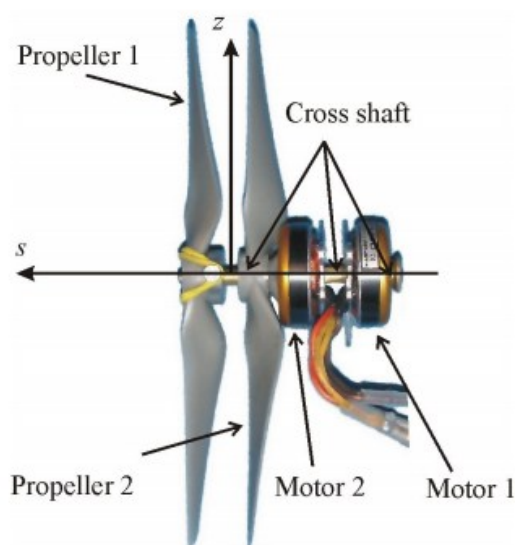
S příchodem mobilních telefonů, které napájely lithium-polymerové baterie, se ale situace změnila a bylo možno zavést efektivní vývoj a testování technologie pro MAV. Testy konceptů letounů, které měly pohonnou jednotku před křídlem, tedy tažných uspořádání, ukázaly značný přírůstek součinitele vzlaku. Taktéž došlo ke snížení rychlosti, ve které letoun přechází do pádu. Tyto poznatky byly zcela zásadní a prakticky určily, že bylo použito tažného uspořádání. I za cenu toho, že aerodynamická jemnost byla oproti tlačnému uspořádání horší.

Pohonný systém pro VTOL MAV

Pohonný systém (*Obr. 2.10*) je složen ze dvou kusů protiběžných elektromotorů a vrtulí. Každá vrtule je poháněna zvlášť svým vlastním motorem, který rotuje protisměru motoru druhého. Tento pohonný systém je sestaven ze střídavých elektromotorů s rotačními plášti. Motory jsou spojeny jeden k druhému za statorové desky. Motory s rotačními plášti mají uprostřed statoru dostatek místa, aby tudy mohla jít ještě jedna hřídel. Vrtule 1 je připojena průběžnou hřídelí k rotačnímu plášti motoru 1. Rotor motoru 2 byl modifikován tak, aby hřídel v sobě měla prostor pro 2 ložiska, ve kterých je uložena průběžná hřídel motoru 1. Motory mají průměr 27 mm a celková délka pohonného systému 60 mm. Otáčky jsou ovládány regulátorem a jsou regulovány oba motory zároveň. Mají tedy stejný počet otáček za minutu. Do budoucna si řešitelé projektu dali za úkol, aby bylo možno ovládat otáčky obou

motorů nezávisle. Tím by bylo umožněno ovládat pomocí změn krouticích momentů (respektive otáček) jednoho nebo druhého motoru klonění letounu.

Pohonná jednotka byla testována jak pro tlačné, tak pro tažné uspořádání. V tažném uspořádání jsou vrtule připevněny k motorům tak, že tahová síla je generována v pozitivním směru osy s , a urychlený proud vzduchu vrtulemi proudí přes motory. V tlačném uspořádání by vrtule byly otočeny o 180° a polarita elektromotorů by byla nastavena obráceně. Parametry obou vrtulí jsou naprosto shodné s tou výjimkou, že jedna je pravotočivá a druhá levotočivá. Průměr vrtule je 140 mm a stoupání 114 mm. Vzdálenost mezi vrtulemi je 117 mm.



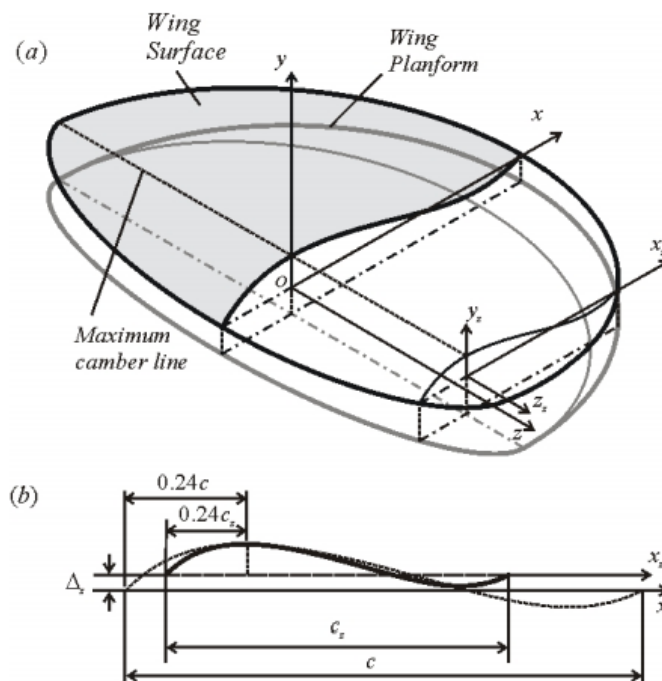
Obr. 2.10 Pohonná jednotka [5]

Propeller vrtule

Cross shaft průchozí hřídel

Design křídla

Je zde použito Zimmermanovo křídlo o rozpětí 254 mm a kořenové hloubce 169 mm. Použitý profil při navrhování křídla je S5010-TOP24C-REF. Geometrie křídla byla modelována programem SolidWorks a je patrná z Obr. 2.11. Konstrukce křídla je vyztužena žebrem z modelářské překližky v místě kořene křídla. Forma byla vyrobena 3D Printerem InVision Si2.



Obr. 2.11 Zimmermanovo křídlo (a) a reprezentativní průřezy (b) [5]

Wing surface povrch křídla

Maximum camber line linie maximálního vyklenutí

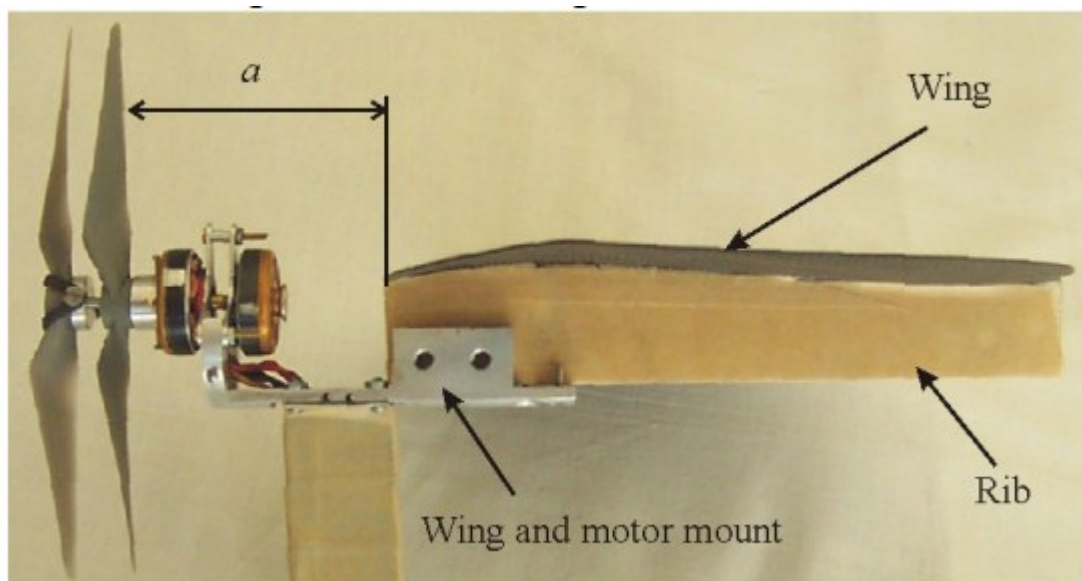
Wing planform půdorysný tvar křídla

Testování motoru a Hot-Wire měřicí systém

Pro hodnocení tahu elektromotoru byla použita stolice firmy SUPAERO Propulsion Lab. Zařízení monitoruje elektrický proud spotřebováváný pohonnou jednotkou, otáčky za minutu, tah a krouticí moment, kde je udržováno konstantní napětí. Tah a krouticí moment je měřen prostřednictvím dvou snímačů. Kalibrace snímačů byla provedena pomocí závaží a citlivost pro snímání tahové síly je 0,005 N a pro krouticí moment 0,2 N mm.

Hot-wire měřicí systém byl použit ke zjištění rychlosti profilu ofukovaného vrtulemi. Použitý senzor je 2D hot-wire, Model 1241-20 TSI. Umožňuje měřit 2 na sebe kolmé složky rychlosti. V tomto případě byla použita pouze axiální složka rychlosti proudění. Senzor je realizován prostřednictvím IFA 300 anemometrem pro konstantní teplotu TSI. Dva elektrické signály z výstupu tohoto snímače jsou přivedeny do počítače s programem MATLAB. Kalibrace měřicího systému byla provedena ve větrném tunelu. 2D mapa napětí každého drátu je generována rychlostí větru a úhlem senzoru. Toto jsou dva vstupní parametry. Měřené hodnoty od 0 do 30 m/s jsou převáděny do diskrétní formy s krokem 1 m/s. Pro každou rychlost větru je úhel senzoru nastaven mezi -45° a 45° s krokem po 1° . Výsledná 2D mapa

pro 1 drát je průběžný povrch a podává nám informaci o rychlosti větru a úhlu jeho proudění. Na Obr. 2.12 můžeme vidět, jak probíhalo testování pohonné jednotky.



Obr. 2.12 Experimentální uspořádání pro testování křídla s motorem [5]

Wing křídlo

Rib žebro

Wing and motor mount připevnění křídla a motoru

Větrný tunel

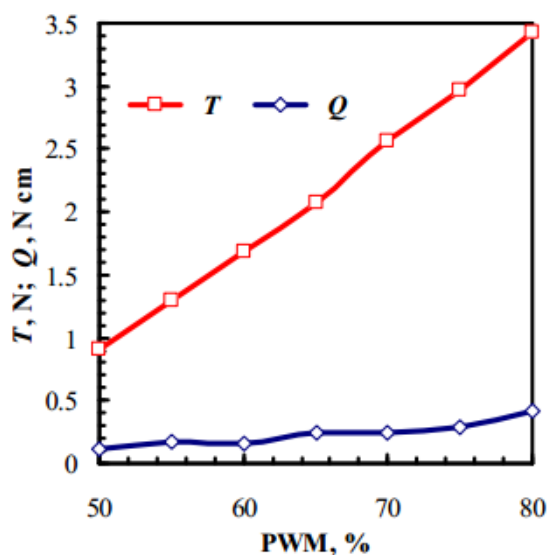
Nízkorychlostní tunel firmy SUPAERO je uzavřený okruh, kde testovací sekce má rozměry 0,45 x 0,45 m v průřezu a 0,7 m na délku. Poměr zúžení je 6,2 a hodnota turbulence činí 1%. Rychlosti od 2 do 30 m/s jsou získávány s odchylkou pod 0,2 m/s. Pomocí vah jsou měřeny všechny aerodynamické síly až na boční sílu. Je zde umístěno 6 senzorů. Tři vzpěry procházejí skrze podlahu a jsou připevněny k testovanému modelu. Citlivost tohoto zařízení je menší než 0,004 N. Kalibrace větrného tunelu se prováděla před každou sérií měření.

Vyhodnocení pohonného systému

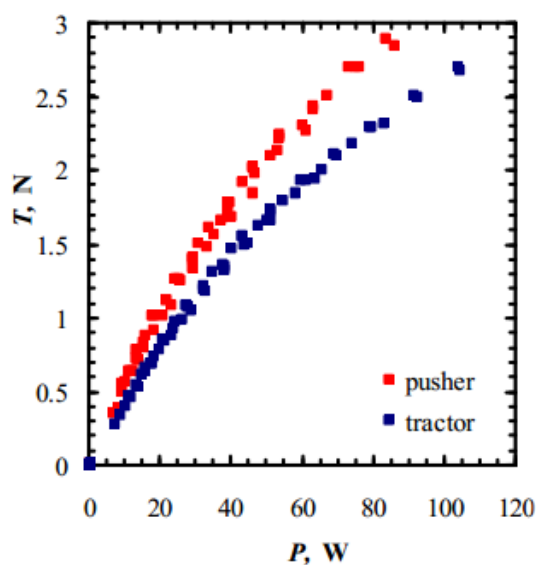
Výkon při vznášení a svislém letu je u VTOL letounu pohyblivý faktor. Rozhoduje zde totiž vzletová hmotnost a jí zvolený odpovídající výkon pohonné jednotky. Jelikož se uvažuje s pohybem letounu v malých rychlostech letu, je důležité znát hodnotu tahu a jeho vlastnosti. Taktéž je důležité znát ostatní parametry, které ovlivňují design, jako krouticí moment, otáčky a požadavky na výkon. Bylo zkoumáno a testováno několik pohonných systémů. Testy byly prováděny za konstantního elektrického napětí přiváděného k pohonné jednotce. Toto napětí se pohybovalo v rozmezí od 6 do 11 V, po krocích po 0,5 V. Motor byl spuštěn s nastaveným

elektrickým napětím a bylo spuštěno měření řídicího signálu PWM (pulsně-šířkové modulace) od 50% do 80%, kde 50% odpovídá 1,5 ms a 80% odpovídá 1,8 ms. Bylo zkoumáno jak tažné, tak tlačné uspořádání pohonné jednotky s protiběžnými vrtulemi a navíc ještě konvenční jednomotorové provedení.

Na obrázku *Obr. 2.13* je zobrazena závislost tahu na krouticím momentu s PWM pro 11 V. Tahová síla stoupá lineárně s PWM a dosahuje maxima 3,42 N při 12 000 otáčkách za minutu. Tato hodnota tahu je 1,9 krát vyšší než u pohonné jednotky s jednou vrtulí a motorem při stejných hodnotách napájecího napětí a PWM. Když se nad tím zamyslíme, měla by být hodnota tahu vyšší 2 krát. Je tedy prokázáno, že při použití pohonné jednotky s protiběžnými vrtulemi vznikají vyšší ztráty při vyvozování tahu, než u klasické pohonné jednotky. Ztráty jsou v tomto případě způsobeny tím, že nebyly použity optimální vrtule. Maximální hodnota krouticího momentu v tomto testu činila 0,42 N cm. Tato hodnota je také maximální hodnotou pro všechny testované protiběžné systémy pohonu. Jak bylo očekáváno, krouticí moment byl 10 krát nižší, než u klasických pohonných jednotek. Díky této zásadní vlastnosti protiběžných pohonných jednotek vznikají nižší požadavky na řízení VTOL letounů. Na *Obr. 2.14* je závislost statické hodnoty tahu na příkonu. Ze získaných dat můžeme odhadnout výkon potřebný pro vznášení se VTOL letounu a od toho odvisující volbu pohonných akumulátorů. Z obrázku je také patrné, že tlačné uspořádání poskytuje o 20-23% více tahové síly, než tažné uspořádání o stejných parametrech příkonu. Přímě to ovlivňuje vzletovou hmotnost a letový výkon letounu v režimu vznášení nebo vertikálního stoupání. V tažném uspořádání je motor umístěn přímo za vrtulemi, a proto způsobuje značný parazitní aerodynamický odpor. Tomuto jevu by se dalo do budoucna zabránit tvarovou optimalizací elektromotorů a motorového lože. Je také potřeba se zaměřit na výzkum aerodynamického tvaru trupu.



Obr. 2.13 Závislost tahu a krouticího momentu na PWM (pulsně šířkové modulaci) [5]



Obr. 2.14 Závislost tahu pohonné jednotky na příkonu [5]

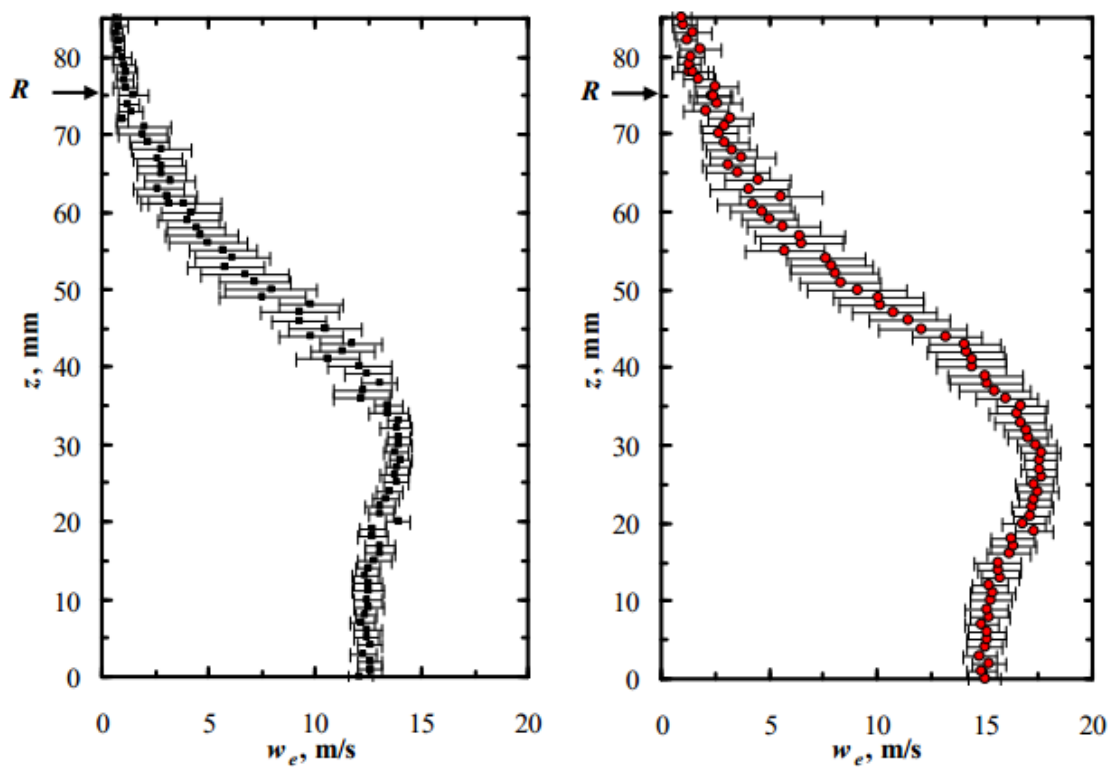
Pusher tlačné uspořádání

Tractor tažné uspořádání

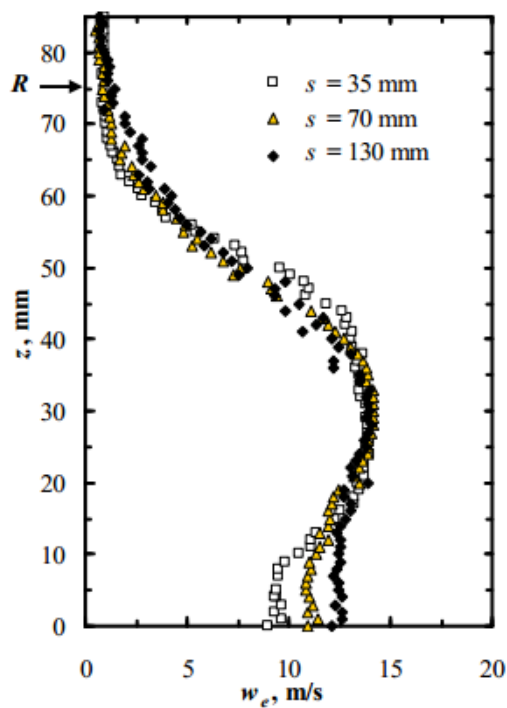
Rychlostní profily vrtulového proudu

Hot-wire systém byl využit pro měření rychlostních profilů ve vrtulovém proudu. Test byl proveden za konstantního napětí 8,5 V a PWM nastaveného na udržování konstantní hodnoty tahu. Během provádění testu se ukázalo, že hodnota tahu kolísala o 3-5% od požadované konstantní hodnoty. Bylo proto manuálně upravováno, aby hodnota tahu byla konstantní v průběhu celého měření. Měření byla provedena ve vzdálenostech $s = 35, 70, 130$ a -70 mm.

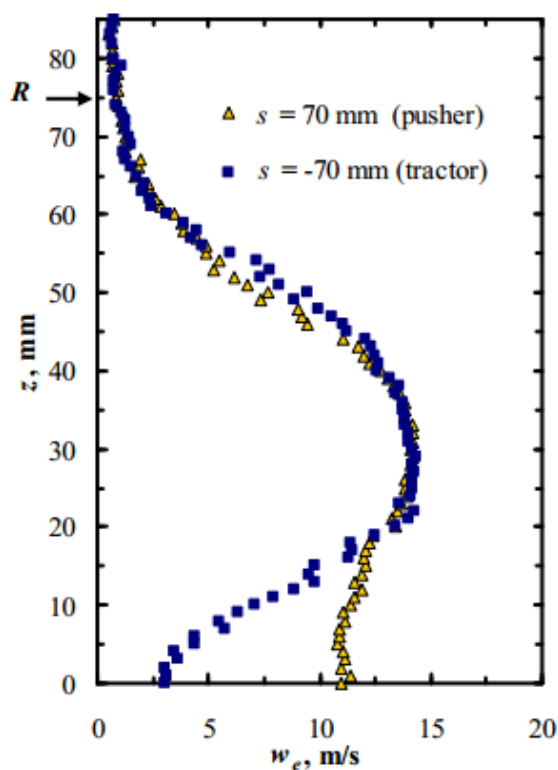
První tři vzdálenosti jsou pro měření v tlačném uspořádání, poslední pro tažné uspořádání. Pro každou sekci byla měřena složka rychlosti proudění vzduchu ve směru s , a bylo měřeno v bodech podél osy z ve vzdálenostech od osy rotace motoru 0 až 85 mm po 1 milimetru. Poloměr vrtule činí 75 mm. Rozdělení rychlosti proudění vzduchu u vrtule v tlačném uspořádání je na *Obr. 2.15* pro hodnoty tahu 1,47 N a 2,45 N. Se vzdálenostmi od osy rotace vrtule většími než je její průměr klesá hodnota rychlosti asymptoticky k nule. Lokální pokles rychlosti vzduchu poblíž osy rotace vrtule (o 15%) je způsoben přítomností vrtulového unášeče a interferencí mezi vrtulí a motorem. Kolísání rychlostí bylo při měření rozpoznáno a v grafu jsou zaznačeny rozmezí, ve kterých rychlosti kolísaly. Hodnoty jsou pouze orientační a jsou způsobeny pulzováním proudu, které způsobuje vrtule svými listy. Tam, kde je rozmezí kolísání rychlostí větší, je i větší výskyt vzdušných vírů, které jsou způsobeny listy vrtule. Větší kolísání rychlostí bylo také zaznamenáno při vyšších hodnotách tahu. Na *Obr. 2.16* jsou zobrazeny rychlostní průběhy v závislosti na vzdálenosti od osy vrtule po její délce. Jsou zde vyneseny 3 křivky, každá pro jinou měřenou vzdálenost od vrtule. Čím dále od vrtule byly hodnoty měřeny, tím byly hodnoty jednotnější. Na *Obr. 2.17* jsou zobrazeny rychlostní profily pro vzdálenost $s = 70$ mm pro tažné a tlačné uspořádání. Pro tažné uspořádání byla rychlost měřena hned za druhým motorem. Nižší průměrná rychlost a značný pokles rychlosti v jádru proudu vrtule v tažném uspořádání byl způsoben přítomností elektromotorů a částečně i motorovým ložem. Tyto skutečnosti také zdůvodňují celkový nižší tah oproti tlačnému uspořádání.



Obr. 2.15 Experimentální rychlostní profily pro vzdálenost $s = 130$ mm při tahu 1,47 N (vlevo) a 2,45 N (vpravo) pro tlačné uspořádání. [5]



Obr. 2.16 Srovnání rychlostních profilů pro 3 sekce v tlačném uspořádání při tahu 1,47 N [5]



Obr. 2.17 Srovnání tlačného a tažného uspořádání pro rychlostní profily ve vzdálenosti 70 a -70 mm a při tahu 1,47 N [5]

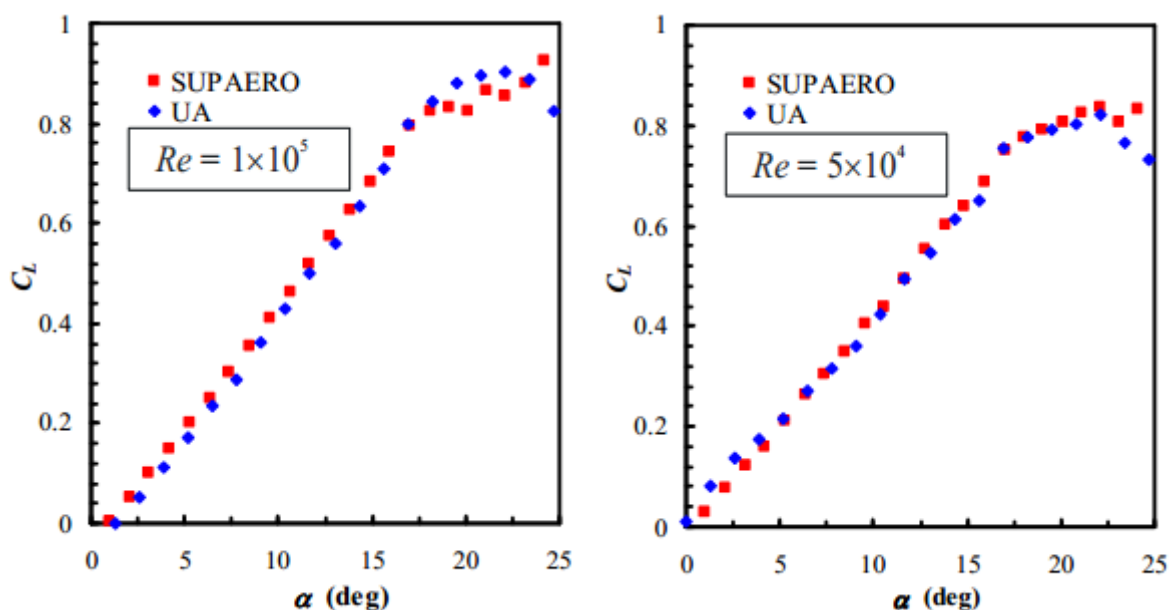
Pusher tlačné uspořádání

Tractor tažné uspořádání

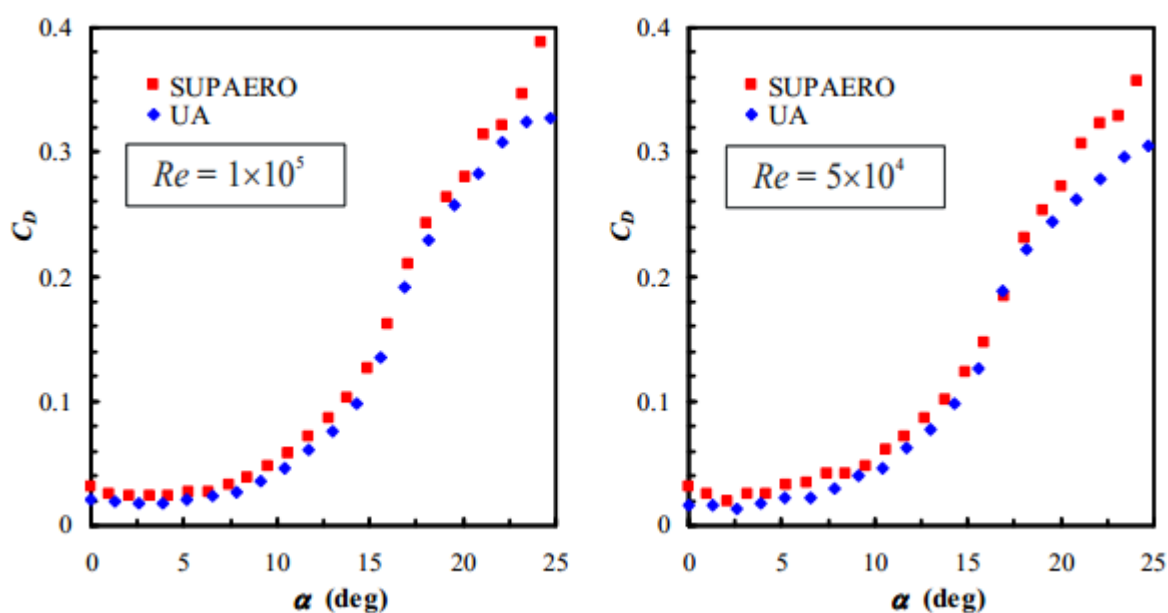
Testy ve větrném tunelu

Křídlo samostatně – experimentální měření ve větrných tunelech při nízkých Reynoldsových číslech se stávají obtížnými, jelikož aerodynamické síly při malých úhlech náběhu jsou příliš malé. Při měření je tedy požadována vysoká přesnost a citlivost.

Byly provedeny série testů na modelech se Zimmermanovým křídlem. Testy byly provedeny bez pohonné jednotky a trupu. Je to proto, aby se zajistily parametry křídla samotného, bez ovlivnění pohonnou jednotkou a dalšími částmi. Křídlo bylo testováno pro dvě různá Reynoldsova čísla, 5×10^4 a 10^5 , a výsledky jsou na Obr. 2.18 a Obr. 2.19. Jsou zde vyznačeny závislosti součinitele odporu a tahu na úhlu náběhu. Modře jsou zaznačeny výsledky z laboratoře UA, červeně z laboratoře SUPAERO Koeficient odporu při nulovém vztlaku (C_{D0}) je zvláště zajímavý pro navrhování MAV pro režim vznášení a podmínky pro vertikální let.



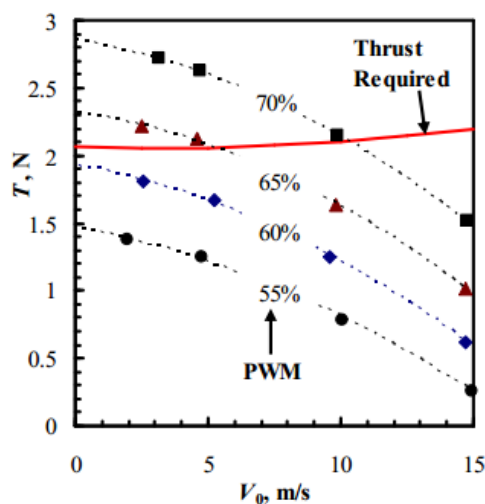
Obr. 2.18 Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu [5]



Obr. 2.19 Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu [5]

Motorové testy ve větrném tunelu – pohonný systém s protiběžnými vrtulemi byl připevněn z vrchu na vzpěry ve větrném tunelu. Motor byl připojen na zdroj elektrické energie, který se nacházel mimo zkušební prostor větrného tunelu. Se spuštěným motorem byl spuštěn i větrný tunel a započaly se provádět měření tahu a to při rychlostech proudění vzduchu od 0 do 15 m/s. Test byl prováděn za konstantního napětí přiváděného k elektromotoru a PWM signál se pohyboval v rozmezí 55 až 70%. Experimentální výsledky

jsou uvedeny v grafu na Obr. 2.20, kde bylo testováno pro PWM = 55, 60, 65 a 70%. Bylo potvrzeno očekávání, že se bude hodnota tahu snižovat se zvyšující se rychlostí pohybu vzduchu ve větrném tunelu.



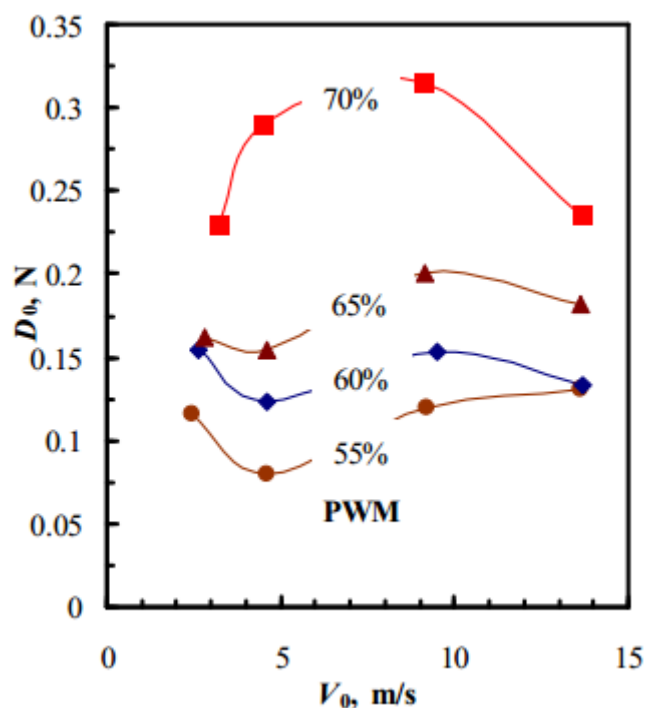
Obr. 2.20 Využitelný tah a požadované změny s rychlostí volného proudu vzduchu (symboly – body měření experimentálních dat, čárkované čáry – kvadratické aproximace) [5]

Thrust required požadovaný tah

Stanovení odporu křídla vzhledem k nerozrušenému proudu vzduchu a vrtulovému proudu

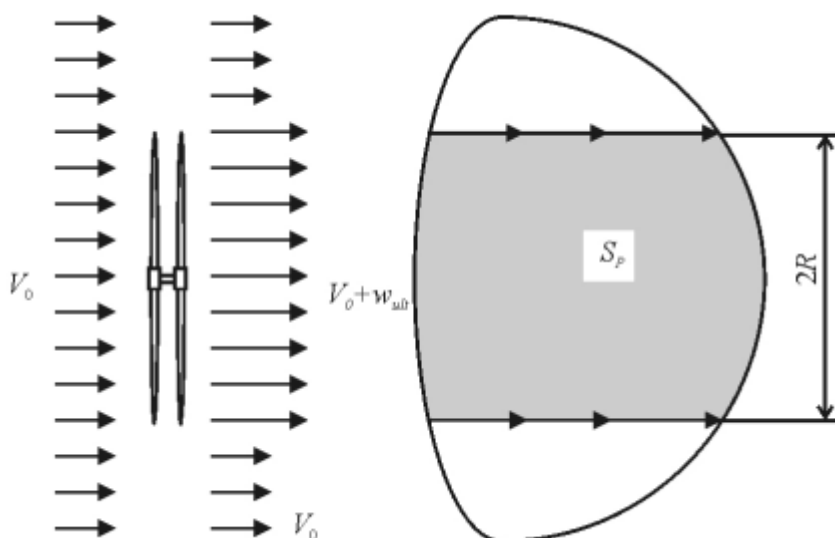
Vznášení a účinnost vertikálního letu je jedním z nejdůležitějších kvalit, kterých musí dosahovat VTOL MAV letoun. Je jí ovlivněn maximální tah, výkon a výdrž v režimu vznášení se nad cílovou oblastí. Tato část studie je zaměřena na stanovení odporu při úhlech náběhu blížících se nule za přítomnosti vrtulového proudu a okolního proudění vzduchu. Série testů byly prováděny v SUPAERO větrném tunelu. Byl zde testován již letoun s pohonnou jednotkou připojenou k Zimmermanovu křídlu. Napájecí napětí motoru bylo nastaveno na 11 V a PWM bylo opět měněno od 55 do 70%. Rychlost proudění okolního vzduchu se pohybovala od 0 do 15 m/s. Pro dané kombinace PWM a rychlosti okolního vzduchu byla ve větrném tunelu měřena celková síla, které je dána součtem tahové síly produkované pohonnou jednotkou a síly vzniklé aerodynamickým odporem. Tato síla koresponduje s nulovým úhlem náběhu při nulovém vztlaku. Na rozdíl od předchozích testů je nyní hodnota tahu předem známa pro každou rychlost proudění vzduchu. Odpor křídla je generován ze dvou složek: volného proudu vzduchu a proudu vrtulového. Sílu

aerodynamického odporu pak stanovíme odečtením tahové síly od celkové síly. Tato je uvedena na *Obr. 2.21*.



Obr. 2.21 Závislost aerodynamického odporu křídla na proudu vrtulovém a okolního vzduchu [5]

Na *Obr. 2.22* je celá situace zkoušky v aerodynamickém tunelu ilustrována. Pro nízký výkon a nízké rychlosti vrtulového proudu se součinitel odporu křídla blíží hodnotám pro laminární proudění, které byly získány při testování samotného křídla. Součinitel odporu se pak při zvyšujících se rychlostech zvyšuje přibližně na trojnásobek.



Obr. 2.22 Model rychlosti proudění vzduchu přes křídlo [5]

Projektování VTOL MAV prototypu

Získané výsledky z měření se aplikovaly pro navrhnutí letounu s požadavky pro vertikální let. Přestože byl testován pouze jeden návrhový model, je maximálně důležitým pro správný výběr pohonu a zdroje energie. První prototyp VTOL MAV (viz *Obr. 2.23*) byl navržen na základě vykonané studie propulsního systému. Letoun je vybaven plochým křídlem Zimmermanova tvaru. Vzletová hmotnost činí 1,76 N, rozpětí 30 cm, plochu křídla 335 cm² a ofukovanou oblast křídla o velikosti 210 cm². Po provedení výpočtů byl spočítán požadovaný tah pro vzlet a vertikální let o požadované rychlosti. Současný pohonný systém poskytuje letounu dosáhnout hodnot vertikální rychlosti v rozmezí 0 až 10 m/s se signálem PWM k motoru v rozmezí 62-70%. Aby letoun splnil misi, při které je požadováno dosáhnout maximálního tahu 2,3 N, je potřeba použít pohonnou soustavu o výkonu 80 Wattů. Aby bylo možno splnit tento požadavek, zvolilo se použití tří článků lithium-polymerových akumulátorů o kapacitě 740 mAh, spojených sériově. Tím se docílí provozního napětí pro pohonný elektromotor. Dva kýly o celkové ploše 47 cm² poskytují stabilizaci letounu při klonění a bočení. Směrové kormidlo, které je vyrobeno ze dvou propojených sekcí o celkové ploše 30 cm², je připojeno ke kýlům. Dvě plochy zvané elevony o celkové ploše 60 cm² slouží k řízení klopení a klonění letounu. Při letových testech se zkoumal letoun v režimu vznášení se, ustáleném vertikálním stoupání a přechodu z a do vodorovného letu.



Obr. 2.23 VTOL MAV za letu [5]

g) Next-generation UAV (Obr. 2.24)

Tento letoun je schopen vertikálního vzletu a přistání. Jeho vývoj probíhá na University of Missouri – Rola. Koncepční design tohoto VTOL UAV letounu s třemi otočnými dmychadly a záporným šípovitým křídlem byl vyvinut Peterem Crossem, který studoval na již výše zmíněné univerzitě letecký engineering. Tento koncept byl předmětem hloubkové analýzy, která se zabývala hlavně stabilitou a řízením a model byl podroben virtuální letové zkoušce v simulačním programu (viz Obr. 2.25).

VTOL UAV letouny všeobecně poskytují spousty výhod, které UAV letouny bez možnosti VTOL postrádají. Možnost působení letounu je tak rozšířena i na letadlové lodě, ropné plošiny a jakákoliv místa, kde není možno použít vzletové a přistávací dráhy. Je možno úspěšně vykonávat průzkumné, záchranné, hlídací, kontrolní a servisní mise. Koncept tří otočných dmychadel byl vybrán ke studii, jelikož se jím doposud nikdo nezabýval a také proto, že zde byla vidina nových možností, které u klasických konceptů chyběly. Mezi tyto možnosti patří například vyšší celkový tah, nižší hlučnost, fyzická ochrana proti poranění rotujících částí, vyšší efektivita a operační rychlost. Pohonné jednotky jsou tvořeny třemi shodnými dmychadly, která je možno nastavovat plynule do vertikální nebo horizontální polohy. Takto řešený pohonný systém má vyšší účinnost a navíc plní funkci wingletů (speciálních plošek, které se umísťují na konce křídel, aby zabránily vzniku indukovaného odporu).



Obr. 2.24 Letoun Next-generation UAV [28]

V režimu visení, nebo vertikálního letu se tři dmychadla chovají jako trojnožka, která poskytuje vysokou stabilitu. Tím není letoun tolik náchylný na přesnou polohu těžiště, jako ostatní koncepty. Letoun je dále méně citlivý na vzlet při zvýšené hmotnosti. Díky plynule přestavitelným tryskám je možno provést zkrácený vzlet z vzletové a přistávací dráhy a tím využít vztlak, který získáme při rozjezdu vlivem obtékání křídla.



Obr. 2.25 Virtuální letová simulace [29]

Letoun je stále ve vývoji a je na něm potřeba provést ještě mnoho testů. Důvod, proč mne tato koncepce zaujala, je ten, že letoun používá křídlo se záporným šípem.

Takto řešené křídlo má své výhody i nevýhody. Mezi výhody patří zejména dobré aerodynamické vlastnosti, kdy se mezní vrstva sesouvá směrem k trupu letounu a díky tomu dochází k odtržení proudění nejprve u kořene křídla. Díky tomu jsou křídélka delší dobu účinná i při velkých úhlech náběhu. Posouváním mezní vrstvy k ose letounu se posouvá působíště výsledné aerodynamické síly také k ose letounu. V konečném důsledku to znamená, že křídlo je méně zatěžováno a díky tomu může být lehčí. Vztlaková čára křídla se záporným šípem je strmější, tím pádem je dosaženo stejných hodnot součinitele vztlaku už při nižších úhlech náběhu a současně i nižším součinitelem odporu. Mezi nevýhody patří aeroelastické jevy, které se projevují u nedostatečně tuhých křídel. Křídlo má tendenci se rozkmitat a tyto kmity mají zesilující se charakter. Když namáháme křídlo se záporným šípem aerodynamickými silami, jeho konec se prohne, a zaujme vyšší úhel náběhu a síly jsou tak ještě vyšší. Takto jev postupuje až do doby, kdy se křídlo již dále nemůže elasticky deformovat a vrátí se buď do původní polohy, nebo dojde k jeho destrukci. Takové křídlo nazýváme aeroelasticky nestabilní. S příchodem kompozitních materiálů do letectví se ale celá situace zásadně mění. Jak je známo, kompozitní materiály můžeme snadno dimenzovat na zatížení, která se vyskytnou za provozu, již při jejich výrobě. Podstatou je, že výztužnou fázi můžeme vložit do matrice kompozitního materiálu tak, že nám bude zachytávat přesně ty síly, které za provozu nastanou. Díky tomu je možno vyrobit konstrukci s malou hmotností a vysokou pevností tam, kde je jí potřeba.

3. Shrnutí koncepčních řešení

Cílem je sumarizovat pozitiva každého uvedeného koncepčního řešení, minimalizovat počet negativ a vybrat taková pozitiva, která jsou uplatnitelná při řešení návrhu UAV typu křídlo s elektropohonem a možností kolmého vzletu a přistání. Negativy, které na toto řešení nebudou mít významný vliv, není třeba se zabývat.

Zaměřím se tedy na řešení, která přinesou ve výsledku vysokou únosnost letounu, velkou vytrvalost a spolehlivost letounu v případě vysazení pohonné jednotky.

Co se týče vysoké únosnosti, musíme se řídit tím, že letoun bude vzlétat a přistávat vertikálně, takže v tomto režimu nemůžeme počítat se vztlakem, který by nám poskytovalo křídlo, jako je tomu u klasické koncepce letounu při vzletu. Pohonná jednotka musí být výkonná a tah, který bude produkovat, musí být větší, než bude maximální vzletová hmotnost letounu. Větší proto, že pokud by byla hodnota tahu rovna maximální vzletové hmotnosti, letoun by nebyl schopen vertikálně stoupat. Vysokou únosnost ovlivníme také použitím odlehčených komponent a materiálů s vysokým poměrem pevnost/hmotnost. Dále únosnost přímo ovlivní účinnost pohonných jednotek. Použijeme-li jednotku o malé účinnosti, nejenže s tím zbytečně snižujeme vytrvalost letounu, ale také bude potřeba k dosažení stejného tahu použít jednotky s větší spotřebou, hmotností a rozměry, jelikož tyto parametry jdou spolu ruku v ruce. Argumentem pro použití méně účinných pohonných jednotek je jejich nízká cena, avšak v konečném důsledku se taková volba může při provozování letounu značně prodražit.

Velkou vytrvalostí letounu se rozumí v podstatě co nejdelší čas, po který může letoun operovat. Ovlivňuje ji nepřímo hmotnost pohonné jednotky, akumulátorů a letounu jako celku a přímo pak maximální doba provozu pohonné jednotky, kapacita akumulátorů a aerodynamické charakteristiky letounu. Mezi tyto můžeme mimo jiné zahrnout součinitel odporu a součinitel vztlaku. Jejich poměrem získáme parametr nazývaný se aerodynamická jemnost.

Spolehlivost ovlivňuje řada faktorů a skutečností a závisí na:

- koncepčním řešením,
- kvalitě použitého materiálu,
- zpracování a kvalitní výrobě a montáži.

V neposlední řadě je spolehlivost dána včasnou a řádnou údržbou. Ve své diplomové práci se budu zabývat především koncepčním řešením, poté navrhnu materiál a způsob výroby.

Z koncepčního hlediska spolehlivosti nás zajímá hlavně možnost vysazení pohonné jednotky. Abychom předešli tomuto riziku, bude vhodno použít minimálně 2 nezávislé pohonné jednotky. Z koncepčního řešení VTOL Ray (uveden výše) je zřejmé, že čím více pohonných jednotek, tím vyšší je jejich účinnost, jelikož jsou lopatky dmychadel méně zatíženy. Nebránil bych se proto použít na mnou navrhovaném řešení UAV i 3 pohonné jednotky.

Z konstrukčního hlediska je pro spolehlivost dle mého názoru výhodou omezit počet konstrukčních prvků na minimum. Čím více částí by tvořilo letoun, tím větší bude pravděpodobnost vzniku poruchy konstrukce v místech spojů jednotlivých částí. Tímto se dostávám ve své úvaze k volbě vhodného materiálu.

V dnešní době již existují moderní materiály, (např. ELAPOR), jež jsou hojně využívány například v leteckém modelářství. Existuje mnoho důvodů, proč se právě tento materiál v poslední době používá čím dál tím více. V první řadě je to jeho nízká hmotnost, jelikož se jedná v podstatě o materiál podobný polystyrenu. Avšak až na jednu výjimku, a tou je druhá nejzásadnější vlastnost – je pružný. To z něj dělá prakticky nezničitelný materiál a navíc díky pružnosti jsou tlumeny vibrace od pohonné jednotky a nepřenáší se tak dále na citlivá zařízení.

Z pohledu leteckého konstrukčního materiálu by Elapor mohl splňovat předpoklady pro skořepinovou konstrukci. Výhodný je i způsob, jakým můžeme křídlo vyrobit. Buď můžeme vyrobit formu a nechat polypropylen vypěnit přímo v ní, nebo můžeme z bloku tohoto materiálu tepelnou řezačkou vyříznout profil křídla. První způsob je výhodný pro velkosériovou výrobu, nebo pro případ snadné opětovné výroby v případě zničení již vyrobeného letounu. Druhý způsob je využíván spíše leteckými modeláři, kteří vyrábí letoun na základě experimentů a postupného upravování tvaru. Na případný argument, který by se týkal nízké tuhosti materiálu, existuje jednoduchý protiargument – do tohoto materiálu můžeme vlepovat či vkládat prakticky jakékoliv výztužné prvky (dřevo, uhlíkové tyče, sklolaminátové tyče). Podobný princip se v letectví uplatňuje u kompozitních materiálů, kde máme matici a výztužnou fázi. Zde se také dimenzuje daný komponent přímo na zatížení, která se za provozu vyskytnou.

Ve shrnutí je tedy dle mého názoru potřeba konstrukci směřovat k tomu, aby bylo použito více pohonných jednotek o dostatečném výkonu, omezit počet konstrukčních prvků na minimum a dobře zvolit konstrukční materiál.

3.1 Přehledová tabulka srovnání vybraných koncepčních řešení

Výběr koncepčních řešení jsem provedl na základě dostupných materiálů a také na základě toho, aby bylo zastoupeno co nejširší spektrum variant letounu typu křídlo s možností VTOL. U některých uvedených variant je možná sporné, zda se jedná o čistokrevný letoun typu křídlo, ale moc jim do toho nechybí. Letoun typu křídlo, popřípadě samokřídlo, je definován jako letoun, který nemá trup ani ocasní plochy. Zejména u poslední varianty je ale možné tyto ocasní plochy dle mého názoru zcela vypustit a letoun ovládat pouze vektorováním tahu jednotlivých pohonných jednotek.

Tab. 3.1 Přehled srovnání vybraných koncepčních řešení

	Vlastnosti	Výhody	Nevýhody
VTOL Flying-Wing	Rovné křídlo, 4 pohonné jednotky na koncích křídel,	Aerodynamická čistota křídla, velký výkon, velká klouzavost, vyšší výdrž, možnost ovládání klonění pouze vektorováním tahu	Při vysazení obou pohonných jednotek na jedné straně křídla nastává problém s nesymetrií tahu, kterou není možno kompenzovat vychýlením směrového kormidla
SiMiCon Rotor Craft	Kruhové křídlo, 1 pohonná jednotka, výsuvné rotorové listy	Vysoká rychlost v horizontálním letu	Nebezpečí úrazu rotujícími listy, nutnost kompenzace momentu od rotoru vychýlením trysky, nebo ocasním rotorem
SiCX 300V	Lichoběžníkové křídlo o vysoké štíhlosti, tlačné dmychadlo	Schopen vyvinout velkou rychlost v horizontálním letu	Náchylnost na boční vítr a malá stabilita v režimu visení

Švýcarský VTOL Ray	Křídlo s tvarem přizpůsobeným 4 integrovaným dmychadlům, 2 otočná dmychadla v tlačném provedení	Aerodynamická čistota křídla zachována použitím zatahovacích roletek, vysoká účinnost pohonné soustavy, stabilita v režimu visení	Složitost konstrukčního řešení
Verticopter	Křídlo s otočně umístěnými protiběžnými vrtulemi uprostřed	Dobré aerodynamické vlastnosti, kompozitní lehká konstrukce, výroba ve velikostech od RC modelu až po armádní letouny.	Při použití elektromotoru není objasněn způsob, jak zajistit stabilitu při poryvu větru ve visení, letoun je citlivý na změnu polohy těžiště
VTOL MAV	Křídlo s pevně připojenou pohonnou jednotkou s protiběžnými vrtulemi	Jednoduchost konstrukce, výkonnost pohonné soustavy, eliminace stáčení vrtulového proudu použitím protiběžných vrtulí, dobrá ovladatelnost v režimu visení	Narušení dobrých vlastností křídla jeho ofukováním, nižší tah pohonné jednotky, jelikož je v tažném uspořádání
Next-generation UAV	Křídlo se záporným šípem a 3 otočnými dmychadly	Dobrá stabilita při visení, nízká náchylnost na změnu polohy těžiště, možnost řídit letoun vektorováním tahu, dmychadla na koncích křídel plní funkci wingletů	Vysoké namáhání křídla, neboť má záporný šíp, riziko aeroelastický

4. Návrh

4.1 Výběr vlastností UAV

Z předchozích kapitol, kde jsem prozkoumával aktuální situaci ve světě, se budu snažit vybrat takové vlastnosti, které budou požadovanému účelu navrhovaného UAV vyhovovat nejlépe. K tomuto výběru si dopomohu zpracovanou tabulkou, kde jsou uvedeny výhody a nevýhody daného konstrukčního řešení. Dle aktuálních informací by měl letoun být schopen vertikálního vzletu, dále je potřeba, aby se poměrně rychle dostal nad požadovanou oblast, kde bude setrvávat v režimu visení a poté poletí zpět, kde provede vertikální přistání.

Nyní dopodrobna rozeberu, jak je potřeba řešit konstrukci, aby bylo dosaženo požadovaných vlastností letounu. Jak již bylo zmíněno, letoun musí být schopen provést vertikální vzlet a přistání. Z existujících konceptů, které jsem ve své práci uvedl, toto umí všechny. Je třeba se tedy zaměřit na to, jak dobře vertikální vzlet a přistání který letoun umí a stanovit možné nedostatky, které by se zde mohly projevit.

U koncepce VTOL Flying-wing je vertikální vzlet a přistání prováděn pomocí 4 otočných dmychadel. Síla, která drží letoun ve vzduchu, je tedy rozdělena do 4 působišť. Tím je zajištěna poměrně dobrá stabilita při vzletu a v režimu visení. Natáčením dmychadel navíc při vzletu můžeme měnit vektor tahu a spolu s nezávislou regulací tahu pohonných jednotek lze poměrně snadno korigovat například větrný poryv. Co by mohl být potenciální nedostatek, je to, že v podélném směru jsou dmychadla umístěna poměrně blízko sebe. Aby bylo tedy dosaženo dostatečné stability při visení i v podélném směru, musí být přední dmychadla schopná vyvinout dostatečně vyšší tah oproti zadním dmychadlům a naopak. Problémem je zde tedy to, že dmychadla budou muset mít dostatečnou výkonovou rezervu, což konstruktéra při vybírání pohonných jednotek nutí sáhnout po výkonnějších a tím pádem i těžších a energeticky náročnějších.

Koncepce SiMiCon Rotor Craft používá k provedení vertikálního vzletu a přistání výsuvných rotorových listů, které obíhají po obvodě kruhového křídla. Zde vzniká jedno zásadní riziko a to ať už ze strany poškození letounu, nebo zranění osob nechráněnými rotujícími listy. Jelikož zde musíme brát v úvahu možnost poškození rotujících listů při vzletu, bude to značně omezujícím faktorem, který bude ovlivňovat zejména volbu dobrého místa pro vzlet a přistání. Co se týče stability ve vertikálním režimu letu a přistání, díky

možnosti natáčení rotorových listů a tím umožněnému vektorování tahu je možno vyrovnávat poryvy. Síla, která udržuje letoun ve vzduchu v režimu visení, vzniká na rotorových listech, které se nacházejí okolo celého letounu. Problém nastává tehdy, když budeme uvažovat moment, který vzniká rotací těchto listů. Letoun by se točil okolo svislé osy, pokud bychom jej nevyrovnávali. To se u tohoto konceptu plánuje řešit podobným způsobem, jako se to řeší u helikoptér – tedy použitím vyrovnávacího rotoru, který by byl umístěn v zadní části letounu, nebo směřováním trysky s vytékajícími plyny proti směru působení momentu. Z hlediska energetického je to ale řešení poněkud nešťastné, jelikož potřebujeme vynaložit energii, která bude sloužit čistě jen pro vyrovnání momentu a nebude se podílet žádným způsobem na vytváření vztlaku. Také nám tím naroste hmotnost spojená s použitím zařízení k vyrovnávání momentu.

Koncepce SiCX 300V provádí vertikální vzlet a přistání tak, že se celý letoun svou podélnou osou nakloní do vertikální polohy a pohonná jednotka tvořená jedním dmychadlem poskytuje sílu k udržení letounu ve vzduchu. Jelikož se ale při režimu visení těžiště letounu nachází nad dmychadlem, bude poněkud velký problém zajistit stabilitu letounu za zhoršených povětrnostních podmínek. V tomto případě nemůžeme hovořit o tom, že letoun visí na vrtuli, ale ve skutečnosti na vrtuli stojí. V případě poryvu větru bude potřeba, aby směrovací plošky za dmychadlem dokázaly změnit vektor tahu tak, aby se případný poryv vyrovnal. Vzhledem k ploše křídla si ale myslím, že při větším poryvu, který bude v režimu visení směřován kolmo přímo na křídlo, dojde k převrácení letounu. Výhodou tohoto řešení je tlačné uspořádání dmychadla, takže nedojde k znehodnocení aerodynamických vlastností křídla a pohonná jednotka má vyšší účinnost.

Švýcarský VTOL Ray používá k vytvoření síly potřebné pro vertikální vzlet čtyři dmychadla, která jsou umístěna uvnitř křídla. Z popisu je patrné, že velký průměr a počet dmychadel zvyšuje účinnost pohonného systému jako celku tím, že se snižuje aerodynamické zatížení lopatek dmychadel. Ke stabilitě kromě dobře rozmístěných dmychadel v křídle přispívají také dvě malá otočná dmychadla v ocasní části letounu. Spodní strana profilu křídla pod integrovanými dmychadly je tvořena žaluziemi, které se při provozu dmychadla otevírají a navíc je pomocí nich možno vektorovat jejich tah. Toto taktéž přispívá ke stabilitě letounu v režimu visení. Dle mého názoru je zde již mnoho mechanických součástí, které samozřejmě budou za provozu potřebovat údržbu a navíc je zde vyšší riziko poruchy.

Verticopter má uprostřed křídla umístěné protiběžné vrtule, které lze otočit buď tak, že letoun bude nadnášen, nebo tlačén vpřed. Pohonná jednotka zde není ani v tlačném, ani v tažném uspořádání, což bude dle mého názoru hodně ovlivňovat obtékání vrtulových listů a snižovat tak účinnost pohonné jednotky. V režimu visení je působení momentu od vrtule zabráněno použitím druhé vrtule, která rotuje opačným směrem. Dále v režimu visení bude potřeba hodně dbát na to, aby byla dodržena přesná poloha těžiště, neboť při studování materiálů o tomto konceptu jsem se nedočel, jak je u menších verzí tohoto letounu řešeno vyrovnávání klonění a klopení a jak je letoun stabilizován při poryvu větru. Co vidím jako pozitivum je, že letoun má dvě pohonné jednotky, které dohromady pohání přes reduktor protiběžné vrtule. V případě výpadku či selhání jedné z pohonných jednotek je zachováno působíště tahové síly.

VTOL MAV má pohonnou jednotku pevně spojenou se zbytkem letounu. Pro přechod do režimu visení musí letoun přejít do polohy, kdy je jeho podélná osa umístěna vertikálně. Z hlediska stability je zde přínosem, že dochází k ofukování řídicích ploch, které jsou umístěny na konci křídla. Je tedy zajištěna jejich účinnost i při nulové rychlosti vzhledem k pevnině. O vektorování tahu zde nemůžeme tak úplně hovořit, neboť vektor tahu pohonné jednotky je stále shodný s podélnou osou letounu. Směr působení tahové síly v prostoru je tedy vždy dán polohou letounu. Jak již bylo popsáno výše, vzhledem k tažnému uspořádání pohonné jednotky, je její účinnost snížena, neboť zde vznikají ztráty v podobě nutnosti vrtulového proudu obtékat křídlo.

Next-generation UAV provádí vertikální vzlet pomocí třech otočných dmychadel, kde dvě jsou umístěna na koncích křídel a třetí vzadu za křídlem. Při vertikálním vzletu je tak umožněno s letounem pohybovat jak vpřed či vzad, tak s ním otáčet okolo jeho svislé osy. Tato koncepce zajišťuje poměrně vysokou stabilitu při malém počtu pohonných jednotek (nebo také působíště síly). Výhodou je, že se nemusíme bát o poškození pohonné jednotky cizími předměty (mimo to, které může pohonná jednotka nasát), jelikož jsou tyto dobře chráněny. Problém nastává tehdy, jestliže jedna z pohonných jednotek selže. Není ale problém koncepci pojmout z bezpečnostně-provozního hlediska tak, že každá pohonná jednotka bude poháněna dvěma spřaženými elektromotory, které budou v součtu dodávat maximální požadovaný výkon pro jednu pohonnou jednotku.

Dále rozeberu uvedené koncepce letounů z hlediska požadavku na to, aby se letoun dostal rychle nad požadované místo. Tento požadavek zcela přímo souvisí s tím, jak bude řešeno

křídlo letounu. Na půdorysném tvaru křídla závisí mnoho aerodynamických charakteristik, jako jsou součinitel odporu a vztlaku, maximální úhel náběhu a podobně.

VTOL Flying-wing používá přímé obdélníkové křídlo, na jehož konci jsou umístěny ovládací plošky, které mohou změnou svojí výchylky měnit zakřivení střední křivky profilu křídla. Změna zakřivení střední křivky profilu je výhodná zejména tehdy, potřebujeme-li, abychom letoun mohli využívat účinně jak při nízkých, tak při vysokých rychlostech. Stejný princip je u jakéhokoliv letounu, který má vztlakové klapky, které při nižších rychlostech vysouvá a zvyšuje tím zakřivení profilu, aby získal při nižších rychlostech vyšší součinitel vztlaku a mohl tak bezpečně přistát. Výhodou této koncepce křídla je i to, že na koncích křídel jsou použity winglety, které zamezují možnosti přetékání vzduchu ze spodní strany křídla, kde je vyšší tlak vzduchu, směrem k vrchní straně křídla, kde je tlak vzduchu nižší. Přetékání vzduchu ze spodní strany křídla směrem k jeho horní straně tvoří za letu vzdušný vír na koncích křídel a způsobuje vznik indukovaného aerodynamického odporu. Proto je dobré vždy tyto plošky na koncích křídel, winglety, použít. Jestliže bude mít letoun menší hodnotu aerodynamického odporu, bude tím logicky i vyšší jeho dolet a nižší spotřeba paliva vztažená na jednotkovou uletěnou vzdálenost. Nedostatkem přímého obdélníkového křídla je, že se při vybočení nedokáže samo stabilizovat. Je tedy vždycky zapotřebí použít stabilizační prostředky typu kýlové nebo jiné ocasní plochy.

SiMiCon Rotor Craft má křídlo kruhového tvaru. V podstatě je to ale trup, který je tvarován tak, aby vykazoval stejné charakteristiky jako křídlo, tedy aby při obtékání vzduchem produkoval výslednou aerodynamickou sílu, která bude letoun udržovat při horizontálním letu ve vzduchu. Kruhové křídlo bude mít zřejmě podobné výhody, jako eliptické křídlo. To má výhodu stejné hodnoty součinitele vztlaku po celé délce křídla. Eliptického křídla se používalo například u letounu Spitfire, což byl stíhací letoun. Kruhové křídlo tedy bude zřejmě schopno létat vysokou rychlostí, ostatně toto slibují i vývojáři letounu SiMiCon Rotor Craft. Všechna pozitiva ale dle mého názoru převáží jedno zásadní negativum. Tím je, že kruhové křídlo bude jednak složité navrhnout a také jeho výroba patří stejně tak jako u eliptického křídla k jednomu z nejsložitějších výrob letecké konstrukce.

SiCX 300V má přímé lichoběžníkové křídlo o velké štíhlosti. Takováto křídla můžeme nalézt u větroňů. Důležitou charakteristikou je nízký indukovaný odpor. Křídlo tedy může být dostatečně výkonné. Bohužel toto křídlo je těžší a stavebně náročnější. Tím se samozřejmě zvedne i cena konstrukce.

Švýcarský VTOL Ray má křídlo o malé štihlosti. Konstrukteři nicméně slibují dobré aerodynamické vlastnosti včetně nízkého aerodynamického odporu. Zcela zásadní vliv na aerodynamický odpor bude mít kvalita lícování zatahovacích roletek, které mají ukrýt dmychadla, s povrchem potahu křídla. Konstrukčně však na tom tahle koncepce bude opět o něco hůře, neboť křídlo musí mít kvůli integrovaným dmychadlům specifický tvar.

Křídlo Verticopteru je taktéž uzpůsobeno konstrukčně požadavkům na umístění pohonné jednotky uprostřed křídla. Svým půdorysným tvarem se však blíží tvaru delta křídel. Ty mají dobré vlastnosti při vysokých rychlostech a zároveň také při vyšších úhlech náběhu. Při konstrukci byly použity kompozitní materiály, takže se křídlo vyznačuje svou nízkou hmotností. Zajímavostí je, že protiběžné vrtule zde nejsou ani v tlačném ani v tažném uspořádání.

VTOL MAV má Zimmermanovo křídlo. Jedná se o specifický tvar připomínající kytarové trsátko. Křídla s tímto půdorysným tvarem se používají dnes pro malé modelářské letouny. Toto křídlo je specifické tím, že kromě klasického způsobu vyvozování vztlakové síly získává vztlakovou sílu také tím, že na koncích křídel se tvoří vzdušné víry. Tyto mají pozitivní vliv na maximální úhel náběhu. Dojde k jeho zvýšení. Proto se tvar tohoto křídla hodí pro koncepci, kde se pro vertikální vzlet musí otočit celý letoun do vertikální polohy.

Next-generation UAV má křídlo se záporným šípem. Výhody takového řešení jsem již ve své práci popsal dříve. Ve shrnutí jsou pozitivem dobré aerodynamické vlastnosti, díky kterým dochází k posunu mezní vrstvy směrem k ose letounu, se kterou se posouvá také výsledná aerodynamická síla a křídlo tak může být lehčí. Křídélka zůstávají déle ovladatelná i při vyšších úhlech náběhu. Nevýhodou jsou aeroelastické jevy a při vybočení se křídlo destabilizuje. Riziko vzniku aeroelastických jevů se zvyšuje tehdy, podceníme-li konstrukci v domněnku, že použijeme lehčí křídlo kvůli výsledné aerodynamické síle, která se posouvá blíže k ose letounu. Pokud ale letoun lze ovládat v horizontálním letu prostřednictvím vektorování tahu pohonných jednotek, ztrácí použití křídla se záporným šípem smysl, neboť křídélka můžeme z konstrukce úplně vypustit.

4.2 Shrnutí vlastností UAV

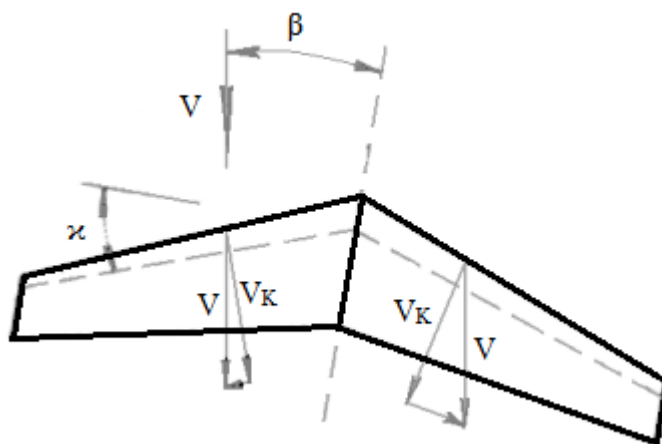
V předchozí podkapitole jsem se věnoval vlastnostem jednotlivých koncepčních řešení. Posuzoval jsem je z hlediska toho, jak dobře dokáží provést vertikální vzlet a přistání a dále podle toho, jaké má to které křídlo vlastnosti.

Pro letoun UAV, který mám ve své diplomové práci navrhnout, si myslím, že nejdůležitějšími koncepčními vlastnostmi bude stabilita, dostatečný výkon pohonných jednotek a dobrá manévrovatelnost při vzletu. K zajištění nízkých provozních nákladů také zajisté přispěje značným podílem křídlo, které bude mít vysokou aerodynamickou čistotu. Budu tedy postupovat směrem, aby tyto vstupní požadavky byly naplněny.

Dobrou stabilitu při vzletu lze zajistit tak, že použijeme větší počet pohonných jednotek, které umístíme dostatečně daleko od sebe. Pokud samozřejmě použijeme pohonné jednotky, u kterých nelze vektorovat tah na principu změny úhlu náběhu během otáčky. Minimální počet pohonných jednotek je tedy tři. S vyšším počtem pohonných jednotek by stabilita byla jistě vyšší, ale také by byly vyšší pořizovací náklady a nároky na pohonné akumulátory.

Co se týče výběru půdorysného tvaru křídla, hrají zde roli dvě důležité vlastnosti. První je dobrá aerodynamická charakteristika a druhá výrobní složitost konstrukce. Většinou nelze dosáhnout toho, aby byly zároveň zachovány dobré aerodynamické charakteristiky při jednoduché konstrukci. V dnešní době, kdy ale máme k dispozici kompozitní a plastové materiály, je možno dosáhnout obojího. Pokud bych se měl řídit pouze jednoduchostí konstrukce, vybral bych si obdélníkový půdorysný tvar křídla. Takovéto křídlo se ale nedokáže samo stabilizovat při vybočení nebo náklonu. Je tedy zapotřebí použít nějaké stabilizační prostředky, které by ale ovšem způsobily nepotřebný přírůstek aerodynamického odporu. Abychom tedy předešli nutnosti použít stabilizační plochy, nabízí se použít křídlo s kladným šípem. Jestliže dojde za letu u kladného šípového křídla vlivem poryvu k jeho naklonění nebo vybočení, křídlo vyvolá klonivý moment, který má stabilizující vliv. U křídla se zápornou šípovitostí je tento vliv opačný. Vznik stabilizujícího klonivého momentu je popsán následovně. Proud nerozrušeného vzduchu, který obtéká křídlo, můžeme rozložit do dvou směrů, které jsou na sebe navzájem kolmé. Jeden směr je kolmý na aerodynamickou osu křídla a druhý je podél této osy. Pro velikost vztlaku je rozhodující pouze složka rychlosti, která je kolmá k aerodynamické ose křídla. Při vybočení křídla je tato rychlost rozdílná na jeho levé a pravé polovině. V konečném důsledku na polovině křídla, která je obtékána více

kolmo, je složka rychlosti kolmá k aerodynamické ose křídla vyšší. S ní souvisí i vyšší hodnota vztlaku. Na opačné polovině křídla je situace obráceně. Rozdílné hodnoty vztlakové síly na levé a pravé polovině křídla způsobí vznik stabilizujícího klonivého momentu, který bude působit proti náklonu, který zapříčinil vybočení. Pro vyšší přehlednost situaci ilustruje Obr. 4.1.



Obr. 4.1 Mechanismus vzniku stabilizujícího klonivého momentu

V rychlost proudu nerozrušeného vzduchu

V_K složka rychlosti kolmá k aerodynamické ose křídla

β úhel vybočení

κ úhel šípu

Mezi negativní vlastnosti tohoto půdorysného tvaru patří nižší součinitel vztlaku oproti přímému křídlu, nižší sklon vztlakové čáry křídla a s ní související nižší aerodynamická účinnost, horší pádové vlastnosti a odtrhávání proudění od konců křídel při vyšších úhlech náběhu. Jelikož ale navrhují letoun, který bude provádět přistání a vzlet kolmo, prakticky nenastane situace, kdy by vzduch proudil na křídlo pod vysokým úhlem náběhu za nízkých rychlostí a hrozilo by tak odtržení proudnic a ztráta podélné stability.

4.3 Návrh drakové části

Jak tedy již vyplývá z předchozí podkapitoly, pro konstrukci jsem si zvolil šípové křídlo. Abych mohl specifikovat blíže půdorysný tvar, je potřeba vymezit přesně, jaké geometrické

charakteristiky takové křídlo má. První geometrickou charakteristiku jsem již zmínil, jedná se o půdorysný tvar křídla. V tomto případě je to tedy šípové křídlo. Další geometrickou charakteristikou křídla je jeho plocha S . Abychom byli schopni spočítat plochu křídla, potřebujeme znát ještě jeho další parametry. Mezi ty patří rozpětí křídla l , kořenová hloubka b_0 a koncová hloubka b_k . Plocha se pak spočte dle vzorce [4.1].

$$S = [(b_0 + b_k)/2] * l \quad [4.1]$$

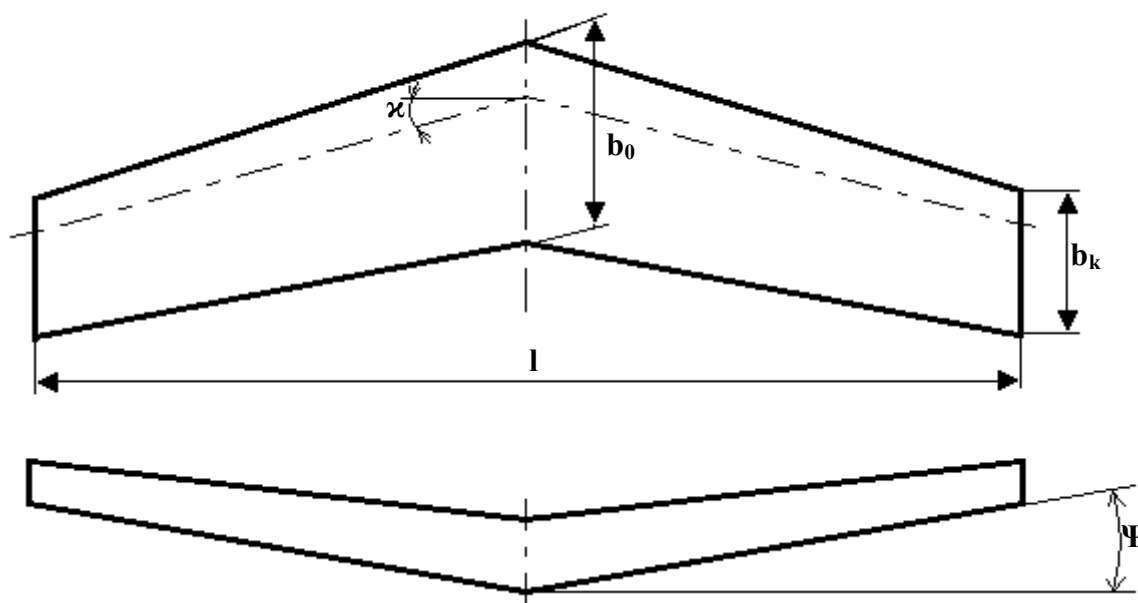
Dalšími geometrickými charakteristikami je zúžení křídla η . Zúžení křídla spočteme ze vzorce [4.2].

$$\eta = b_k / b_0 \quad [4.2]$$

V praxi se používají křídla se zúžením 0 až 1. Vztah mezi rozpětím a střední geometrickou třetivou udává štiřlost λ . Štiřlost spočteme pomocí vzorce [4.3].

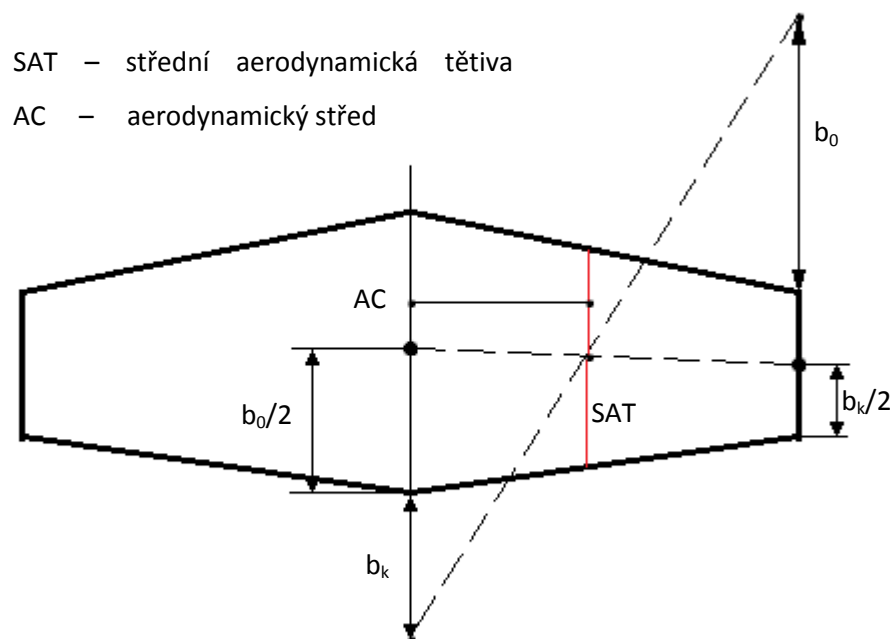
$$\lambda = l^2 / S \quad [4.3]$$

Nízkorychlostní letouny mají štiřlost křídel 5 až 10, hodnota štiřlosti je vyšší u kluzáků (i 20 a více). Vysokorychlostní letouny mají naopak štiřlost menší než 2. Geometrickou charakteristikou, která nejvíce specifikuje šípová křídla, je úhel šípu α . Tento úhel může být udáván jako úhel náběžné hrany, odtokové hrany, nebo úhel spojnic aerodynamických středů profilu. Aerodynamický profilu je bod ležící v hloubce 25% od náběžné hrany. Další geometrickou charakteristikou křídla je úhel vzepětí Ψ . Na *Obr. 4.2* jsou ilustrovány popsané geometrické charakteristiky křídla.



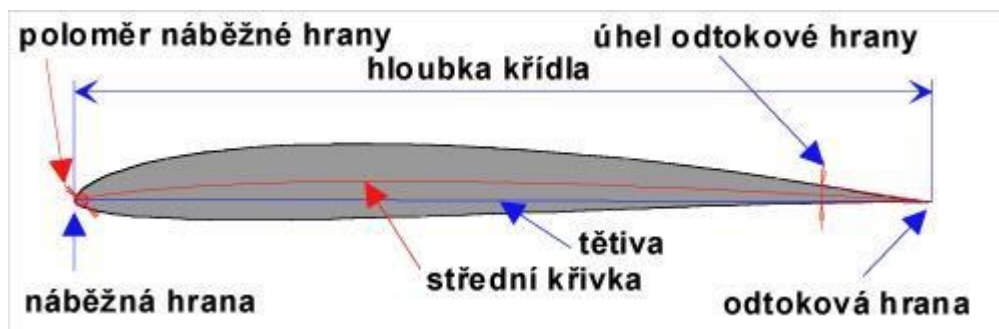
Obr. 4.2 Geometrické charakteristiky křídla

Při obtékání křídla vzduchem způsobí aerodynamické síly vznik klopivého momentu, který působí okolo příčné osy. Na každém křídle se dá stanovit profil, ke kterému lze vztáhnout působíště aerodynamických sil. Tímto místem je střední aerodynamická tětíva. Je to hloubka profilu, kterou by mělo obdélkové křídlo se stejným klopivým momentem, jako má křídlo skutečné. Geometrická konstrukce střední aerodynamické tětivy je na Obr. 4.3.



Obr. 4.3 Geometrická konstrukce střední aerodynamické tětívy

K úplnému tvarovému popisu křídla je potřeba znát také geometrické charakteristiky profilu. Profil je definován jako řez křídlem rovinou kolmou na příčnou osu letounu. Po délce křídla se většinou mění. Mezi geometrické charakteristiky patří tětíva profilu, která je definována jako spojnice náběžného a odtokového bodu a její délka definuje hloubku profilu. K hloubce profilu jsou v % vztaženy ostatní geometrické charakteristiky. Střední čára profilu je další geometrickou charakteristikou a je to spojnice středů myšlených vepsaných kružnic profilu. Pomocí střední čáry profilu je charakterizováno prohnutí profilu, které je maximální v určité hloubce od náběžného bodu. Největší používané prohnutí se pohybuje okolo 6% hloubky, u symetrických profilů je nulové. Tloušťka profilu je vzdálenost mezi horní a dolní stranou profilu a měří se kolmo vzhledem k tětívě. U běžných letounů se používá tloušťka profilu od 8 do 20% hloubky. Dalšími charakteristikami je poloměr náběžné hrany a úhel odtokové hrany. Na *Obr. 4.4* jsou ilustrovány geometrické charakteristiky profilu.



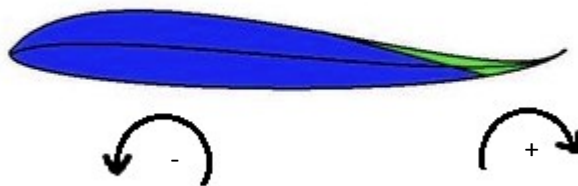
Obr. 4.4 Geometrické charakteristiky profilu [30]

Výběr profilu pro samokřídlo

Jelikož samokřídlo je svou koncepcí výjimečné, musí být výjimečný i jeho profil. Tento letoun nemá k dispozici ocasní plochy, pomocí nichž by byla zajištěna stabilita letounu. Musí si tedy pomoci jinak, a to právě profilem. Klasický profil při obtékání vzduchem vyvolává záporný klopivý moment $-M_k$. Tento moment má snahu během letu letoun překlápět směrem dolů. U klasické koncepce se tomuto jevu zabráňuje použitím ocasních ploch, které mají při obtékání výslednou aerodynamickou sílu působící směrem dolů. Momenty se tak navzájem vyruší a letoun letí ve vodorovném ustáleném letu. U letounu typu křídlo ocasní plochy nejsou. Je tedy potřeba tento princip vyvažování momentů vnést do samotného profilu.

Klasický profil, který má střední křivku profilu prohnutou směrem nahoru, tedy použit prakticky nelze, neboť vykazuje při obtékání záporný klopivý moment. Symetrický profil, který má střední křivku profilu shodnou s tětivou a klopivý moment téměř nulový, by se dal použít, ale pořád zde dochází k nepatrnému pohybu působíště výsledné aerodynamické síly po hloubce profilu. Ke změně působíště aerodynamických sil dojde pokaždé, když se změní úhel náběhu. Úhel náběhu nemusíme měnit ani úmyslně, dojde k němu při každém poryvu. Tím se samozřejmě mění i požadavek na polohu těžiště, které u letounu poháněného elektromotorem měnit během letu nelze. Síly udržující letoun tím pádem nebudou v rovnováze a není k dispozici nic, co by je do rovnováhy vrátilo (například vodorovné ocasní plochy). Jelikož ale navrhují letoun s možností vertikálního vzletu a přistání, nabízí se možnost vektorováním tahu pohonných jednotek letoun do stabilního vyváženého letu vrátit. Sám za sebe si ale myslím, že je potřeba, aby letoun byl stabilní za všech podmínek. To by znamenalo, že pokud by došlo jakýmkoliv způsobem k vysazení pohonných jednotek, letoun by přestal být stabilní.

Z výše uvedených důvodů tedy volím pro UAV typu křídlo s elektropohonem typ profilu, který je řešen tak, že část profilu nahrazuje stabilizátor. Tento profil se nazývá autostabilní. I při úplném vysazení pohonných jednotek by tedy letoun mohl bezpečně doplachtit a přistát. Odlišuje se od klasického profilu tím, že má střední křivku profilu prohnutou do tvaru písmene S. Autostabilní profil je na *Obr. 4.5*.



Obr. 4.5 Autostabilní profil

Autostabilní profil má vždy kladný klopivý moment a těžiště bude umístěno vždy v první čtvrtině hloubky a před působištem aerodynamických sil. Díky tomu je zajištěna stabilita. Dále je typický tím, že má inflexní bod prohnutí střední křivky profilu. Inflexní bod je takový bod, kde se křivka profilu prohýbá obráceně. Co se týče výkonových vlastností, tak jsou na tom obecně tyto profily hůře oproti klasickým profilům. Je to dáno tím, že řešíme kompromis mezi hodnotou vztlaku, kterou chceme od profilu a tedy celého křídla dostat, a vyšším klopivým momentem, který vzniká při použití většího průhybu střední křivky profilu. Navíc je potřeba vyšší hodnoty klopivého momentu kompenzovat geometrickým nebo aerodynamickým zkroucením konců křídel a tím se opět ochuzujeme o získané hodnoty vztlaku. Jsme tedy limitováni z obou stran. Získáme stabilitu na úkor nižšího vztlaku. Jelikož je ale mým úkolem navrhnout letoun s možností vertikálního vzletu i přistání, nebude celá koncepce trpět na nedostatek vztlaku. Nejvíce vztlaku je totiž potřeba právě při vzletech a přistáních. Dokazuje to přítomnost vztlakových klapek na naprosté většině letadel klasické koncepce. Letoun klasické koncepce potřebuje přistát na co nejnižší možné rychlosti, aby při kontaktu se zemí jinak nezničil podvozek a také aby stihl dobrzdit. Tyto problémy tím pádem odpadají.

Stabilizace u letounu typu křídlo s autostabilním profilem bude probíhat následovně: na letoun typu křídlo působí v neutrálním bodě vztlaková síla a klopivý moment $+M$. Abychom

letoun stabilizovali, musíme těžiště umístit před neutrální bod ve vzdálenosti, která bude odpovídat podílu kladného klopivého momentu pro cestovní rychlost letu a tíhy. Letoun bude takto stabilní. Při porušení stability zvýšením úhlu náběhu, například poryvem větru, dojde ke zvýšení vztlakové síly. Toto zvýšení vztlakové síly vyvolá v těžišti nově vzniklý záporný moment, který bude mít snahu letoun tlačit zpět dolů, a síly budou opět v rovnováze. Porušení stability snížením úhlu náběhu bude mít za následek opačné účinky a bude převažovat kladný klopivý moment křídla, který způsobí, že se letoun začne zvedat do rovnovážné polohy.

Autostabilních profilů existuje dnes nepřeberné množství. Jako vodítko ale může posloužit, když se budeme řídit profily, které jsou používané pro letouny koncepce křídlo a dosahují podobných letových vlastností a výkonů. Při zjišťování informací o profilech používaných u samokřidel jsem nejčastěji narazil na profily pod označením MH 60, MH 61, MH62, MH 64, nebo MH 44 a MH 45. Jsou to autostabilní profily z projekční kanceláře Dr. Martina Hepperleho. Na webových stránkách této projekční kanceláře jsou napsána doporučení, pro jaká Reynoldsova čísla je vhodné profil použít. Reynoldsovo číslo je definováno jako bezrozměrná veličina, která charakterizuje chování proudící kapaliny. Podle jeho hodnoty můžeme usuzovat, zda bude proudění laminární nebo turbulentní. Při výběru profilu řady MH potřebujeme provést orientační propočet Reynoldsova čísla.

Tab. 4.1 Srovnání jednotlivých parametrů profilů

	Profil					
	MH 44	MH 45	MH 60	MH 61	MH 62	MH 64
Poměrná tloušťka	9,66%	9,85%	10,12%	10,28%	9,30%	8,61%
Maximální součinitel vztlaku	Srovnatelně vysoký					
Součinitel momentu	nízký	+0,0145	+0,0140	+0,0175	-0,004	-0,0050
Doporučené Re	>100000	>100000	>150000	>150000	>150000	>100000

Při orientačním výpočtu budu vycházet z toho, že navrhovaný letoun UAV by měl být schopen letět minimálně rychlostí 27,77 m/s (100 km/h). Dalším požadovaným parametrem pro stanovení Reynoldsova čísla je hloubka profilu. Když si ale zkusmo dosadíme do

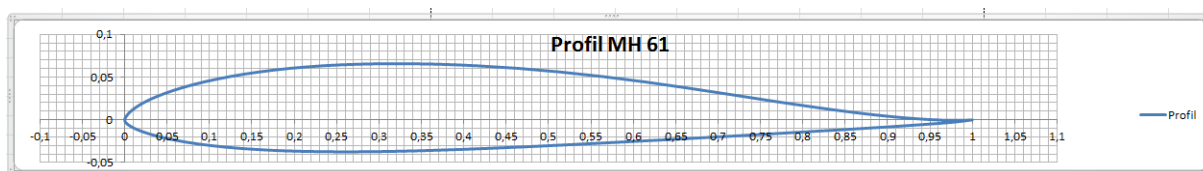
vzorečku pro výpočet Reynoldsova čísla pro rychlost 27,77 m/s hloubku profilu 0,1m, hodnota tohoto čísla se pohybuje nad 190000. Je tedy jasné, že pro rychlost 27,77 m/s reálně není možno docílit Reynoldsova čísla nižšího, než 150000, když vezmeme v potaz taky pevnostní a tuhostní požadavky na konstrukci, které by při hloubce profilu 10 cm byly splněny velmi těžko. Vztah [4.4] pro výpočet Reynoldsova čísla kde v je rychlost a b je hloubka křídla.

$$Re = v * b * 69000 \quad [4.4]$$

$$Re = v * b * 69000 = 27,77 * 0,1 * 69000 = 191613$$

Když se tedy poohlédneme zpět do tabulky srovnání parametrů jednotlivých profilů, zjistíme, že by bylo s ohledem na doporučené Reynoldsovo číslo vhodné vybírat mezi profily MH 60, MH 61 a MH 62. Z těchto třech bych volil jednoznačně MH 61, protože má nejvyšší hodnotu poměrné tloušťky a také nejvyšší kladný součinitel momentu. Profil s nejvyšší hodnotou poměrné tloušťky jsem vybral proto, že tloušťka křídla ovlivňuje mimo jiné také jeho pevnostní a tuhostní vlastnosti. Čím je tloušťka profilu vyšší, tím má křídlo lepší předpoklady pro to, že bude při správně zvolené konstrukci tužší a bude mít menší tendence k průhybům a kroucení vlivem aerodynamických sil. Tuto skutečnost samozřejmě ovlivňuje také rozpětí křídla. Čím bude rozpětí křídla menší, tím bude křídlo tužší. Vyšší součinitel momentu má zase příznivý vliv na stabilitu.

Pro možnost snadného získání tvaru profilu jsou u většiny z nich dostupné jeho souřadnice. Pro profily řady MH jsou tyto souřadnice uvedeny i na webových stránkách projekční kanceláře Dr. Martina Hepperleho. Existují navíc ještě i spousty volně stažitelných databází profilů, kde tyto souřadnice můžeme získat také. Pro ilustraci tvaru profilu (*Obr. 4.6*) jsem tyto souřadnice vložil do tabulkového procesoru a z hodnot pro souřadnicové osy x a y nechal vykreslit graf, tedy v tomto konkrétním případě tvar profilu MH 61.



Obr. 4.6 Profil MH 61

Považuji za vhodné uvést k tomuto profilu pokud možno co nejdetailnější informace. Tyto informace se dají souhrnně označit jako aerodynamické a geometrické charakteristiky profilu. Geometrické charakteristiky profilu byly již vysvětleny dříve. Mezi aerodynamické charakteristiky se počítají závislosti součinitele vztlaku, součinitele odporu a součinitele momentu. Dále je to vztlková čára profilu, která vyznačuje průběh součinitele vztlaku v závislosti na úhlu náběhu. Úhlem náběhu se rozumí úhel, který svírá nabíhající proud vzduchu s tětvou profilu. Může nabývat jak hodnot kladných, tak hodnot záporných. Vztlková čára profilu je do určitého úhlu náběhu lineární. Při určitém úhlu náběhu se začne proudění od odtokové hrany odtrhávat a vytvoří oblast malého úplavu, který způsobí pokles růstu součinitele vztlaku. Vztlková čára se začne zakřivovat. Při dalším zvyšování úhlu náběhu dochází ke zvyšování podtlaku v místě největšího zakřivení proudnic a následkem toho se oblast úplavu posouvá směrem dopředu. Když se odtržení proudnic přiblíží k místu, kde je největší sání, součinitel vztlaku dosáhne své maximální hodnoty. Úhel náběhu, při kterém k tomuto jevu dojde, se nazývá kritický. Při dalším zvyšování úhlu náběhu už dochází jen k poklesu součinitele vztlaku. V praxi se kritický úhel náběhu používá pro stanovení pádové rychlosti. Další aerodynamické charakteristiky jsou vyjádřeny odporovou čarou profilu. Zde je zobrazen průběh závislosti tvarového a třecího odporu na úhlu náběhu. Tvarový profil oproti třecímu odporu v této závislosti ovlivňuje součinitel odporu mnohem více. Poslední aerodynamickou charakteristikou je momentová charakteristika, která vyjadřuje závislost součinitele momentu na úhlu náběhu. Aerodynamická polára je v podstatě pak jakýmsi shrnutím, kde je v jednom grafu vyjádřena závislost součinitele vztlaku na odporu přes úhel náběhu. Každému bodu poláry odpovídá příslušný úhel náběhu a velikost součinitele výsledné aerodynamické síly.

Na stránkách projekční kanceláře Dr. Martina Hepperleho jsou sice uvedeny základní informace a dokonce i tvary polár, ale využiji možnost jinou, kde se dají získat informace ještě detailnější. Touto možností je využití programu Profili 2 (<http://www.profil2.com/eng/default.htm>), který je volně stažitelný, spadá do kategorie shareware a za drobný příplatek jsou zprovozněny i veškeré výpočetní funkce.

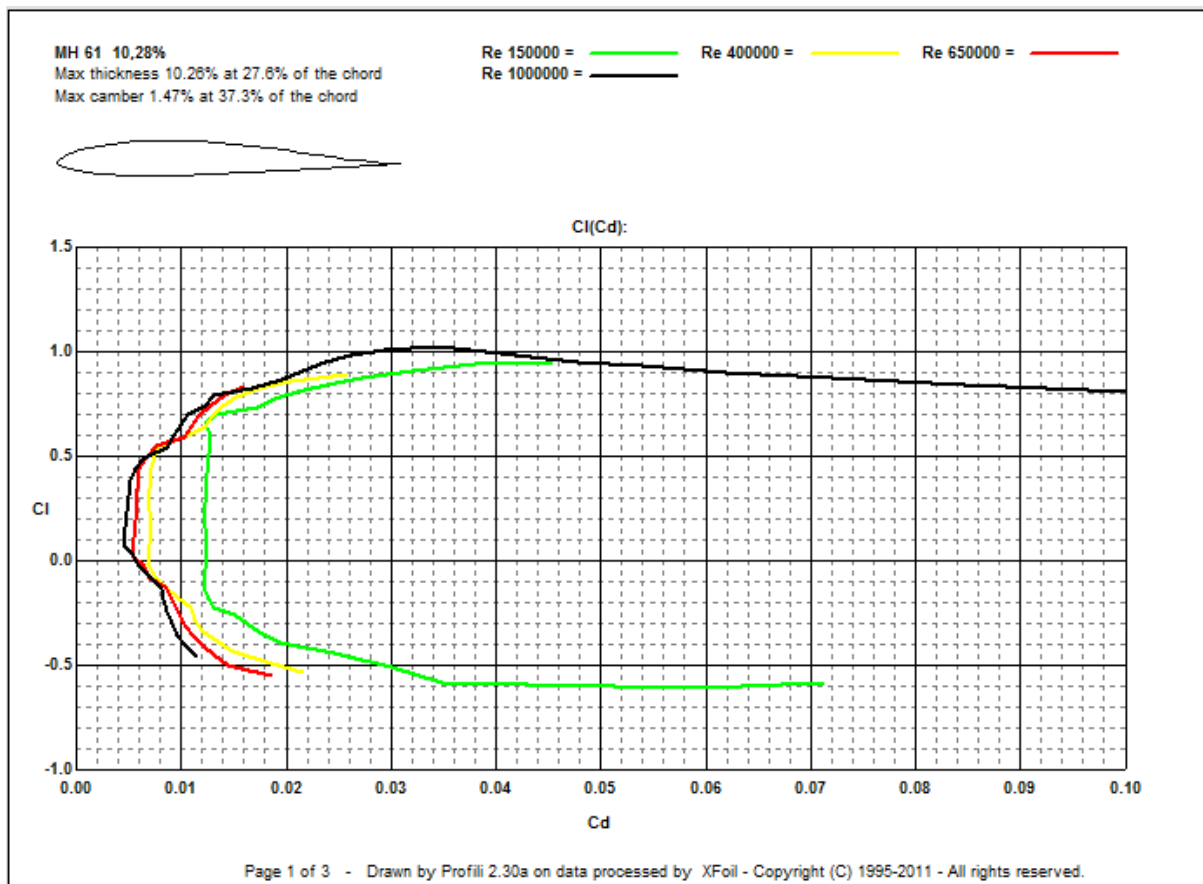
Geometrické charakteristiky profilu MH 61:

- Poměrná tloušťka: 10,28% na 27,6% hloubky
- Maximální prohnutí střední křivky profilu: 1,47% na 37,3% hloubky

Aerodynamické charakteristiky profilu MH 61:

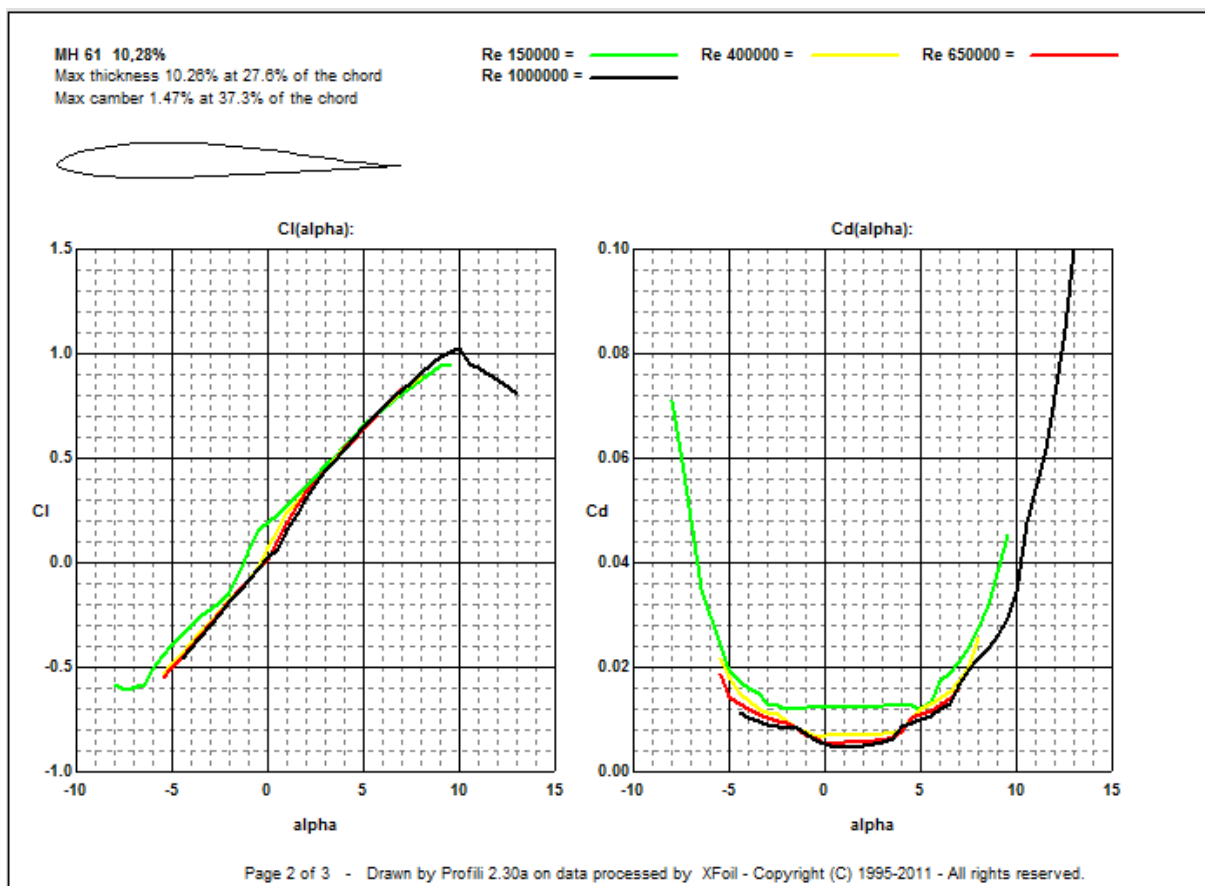
- Součinitel momentu: +0,0175

Dále využiji program Profili 2. Vstupními parametry je zvolný typ profilu MH 61, nejnižší hodnota úhlu náběhu -8° , nejvyšší hodnota úhlu náběhu $+13^\circ$, zvolený krok $0,5^\circ$ a hodnoty Reynoldsových čísel, pro které mají být jednotlivé charakteristiky počítány (150000, 400000, 650000, 1000000). Poláry profilu MH 61 jsou na Obr. 4.7.



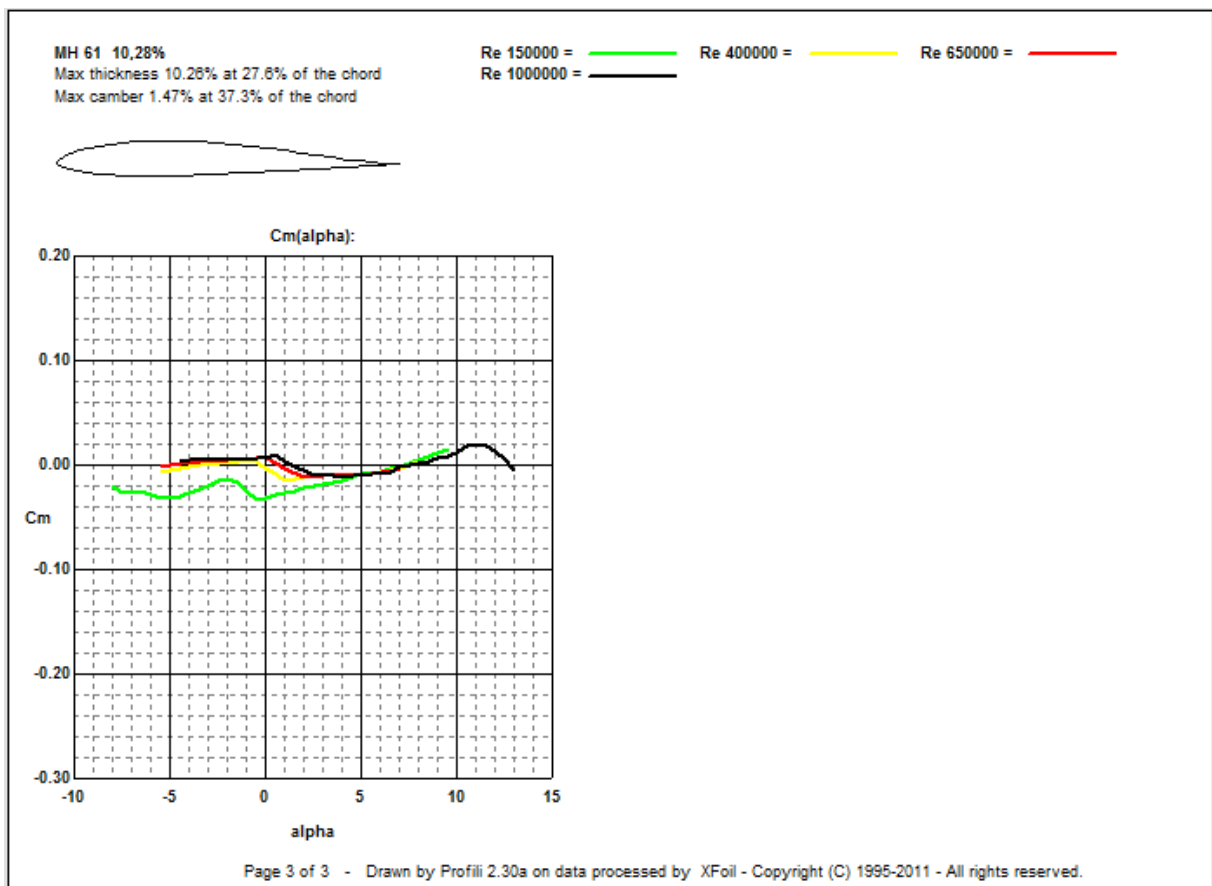
Obr. 4.7 Polára profilu MH 61

U této poláry stojí za zmínku oblast, kde je křivka poláry zakřivena a povysunuta směrem vlevo. Je to jakási „boule“, která je přibližně pro hodnoty Cl od 0 do 0,5 a nejvýraznější je u křivek pro nejvyšší hodnoty Reynoldsova čísla. Obdobně vypadají poláry pro laminární profily, které mají také tento charakteristický rys. Je to výhoda, protože oproti klasickému profilu má tento profil nižší hodnotu aerodynamického odporu, což je právě patrné z grafu.



Obr. 4.8 Vztlková a odporová čára profilu MH 61

Z výše uvedeného Obr. 4.8 vpravo (odporové čáry) je taktéž patrná oblast výrazně nižšího aerodynamického odporu.



Obr. 4.9 Momentová čára profilu MH 61

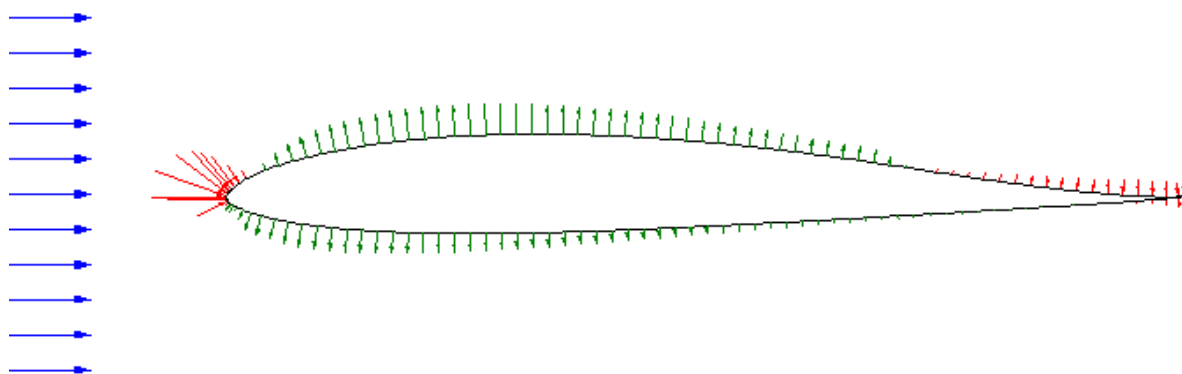
Tab. 4.2 Výpis hodnot z programu Profili 2 pro Reynoldsovo číslo 1000000

Alfa	Cl	Cd	Cm
-4.5	-	0.011	0.004
-4.0	-	0.010	0.004
-3.5	-	0.009	0.005
-3.0	-	0.009	0.005
-2.5	-	0.008	0.006
-2.0	-	0.008	0.006
-1.5	-	0.008	0.006
-0.5	-	0.006	0.007
0.0	0.024	0.005	0.007
0.5	0.070	0.004	0.010
1.0	0.156	0.004	0.004

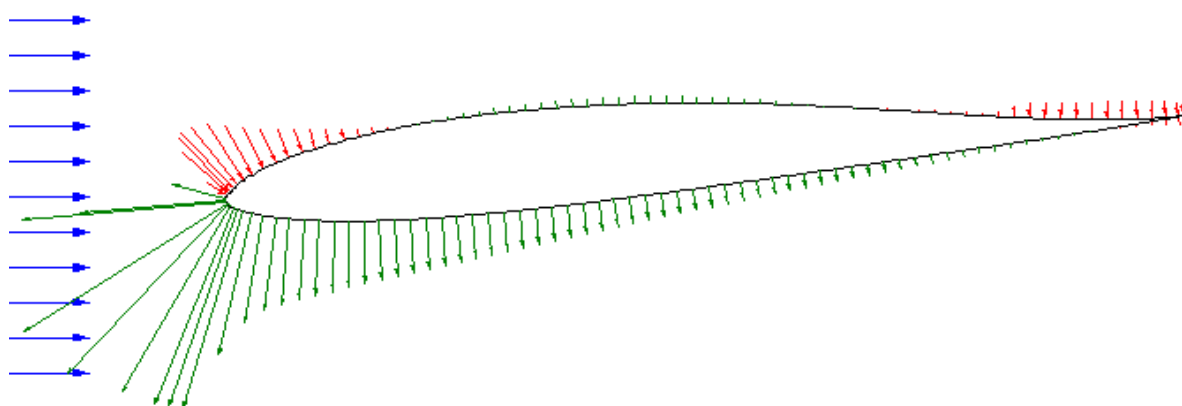
1.5	0.236	0.004	-
2.0	0.307	0.004	-
2.5	0.384	0.005	-
3.0	0.445	0.005	-
3.5	0.497	0.006	-
4.0	0.547	0.008	-
4.5	0.598	0.009	-
5.0	0.649	0.009	-
5.5	0.700	0.010	-
6.0	0.747	0.012	-
6.5	0.795	0.013	-
7.0	0.830	0.016	-
7.5	0.870	0.019	0.000
8.0	0.912	0.021	0.002
8.5	0.951	0.023	0.004
9.0	0.985	0.026	0.006
9.5	1.012	0.029	0.008
10.0	1.026	0.034	0.012
10.5	0.956	0.047	0.019
11.0	0.933	0.054	0.020
11.5	0.906	0.061	0.018
12.0	0.875	0.072	0.013
12.5	0.842	0.084	0.005
13.0	0.808	0.100	-

Nejvyšší vypočtená hodnota součinitele vztlaku je 1,0263 a je dosažena při úhlu náběhu 10° . Tento úhel náběhu můžeme zároveň považovat za kritický, jelikož už pak dále nedochází k nárůstu součinitele vztlaku. Je to patrné i z vztlakové čáry pro $Re = 1000000$ (viz *Obr. 4.8*). Nejnižší součinitel odporu vyšel při úhlu náběhu 1° a má hodnotu 0,0046.

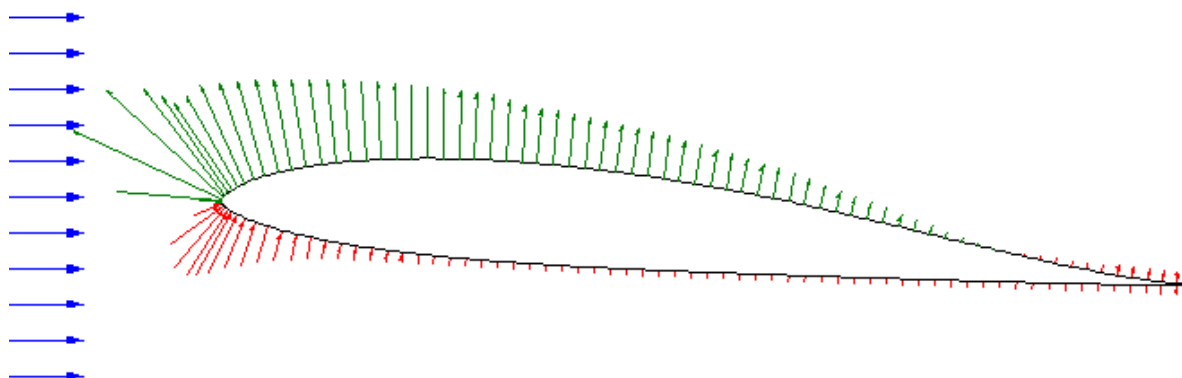
Tlakové rozložení profilu MH 61 pro Reynoldsovo číslo 500000 a různé úhly náběhu jsou na *Obr. 4.10*, *Obr. 4.11* a *Obr. 4.12*.



Obr. 4.10 Tlakové rozložení profilu MH 61 pro Reynoldsovo číslo 500000 a úhel náběhu 0°



Obr. 4.11 Tlakové rozložení profilu MH 61 pro Reynoldsovo číslo 500000 a úhel náběhu -5°



Obr. 4.12 Tlakové rozložení profilu MH 61 pro Reynoldsovo číslo 500000 a úhel náběhu $+5^\circ$

Návrh půdorysného tvaru samokřídla

Půdorysný tvar křídla ovlivní celou řadu aerodynamických vlastností letounu, stejně jako profil. Asi nejdůležitějším parametrem, který bude toto křídlo charakterizovat, bude úhel šípů. Dále je to pak rozpětí křídel a koncové a kořenová hloubka. Pokud je úhel šípů malý (cca do 5°), vliv na aerodynamické vlastnosti křídla je takřka neznatelný. Použijeme-li ale úhel šípů v rozmezí 20° až 25° , začne být patrná řada jevů, které významně ovlivní vlastnosti křídla. Tyto jevy jsem již ve své diplomové práci rozebíral dříve. Nejžádanějším z nich je stabilizace letounu při vybočení.

Vzhledem k tomu, že úhel šípů souvisí také s rychlostí letounu, je nutné jej při návrhu zohlednit. Letoun UAV typu křídlo bude létat oproti jiným strojům s šípovitými křídly poměrně malou rychlostí. Uvažovaná je cca 80 – 100 km/h. Zvolím-li úhel šípů příliš velký, respektive blízký se strojům, které létají nadzvukovými rychlostmi, snížím tak hodnotu vztlaku, který letoun může dosáhnout. Vysokorychlostní letouny mívají úhly šípů 35° , 45° , 60° i více. Úhel šípů neovlivňuje jen aerodynamické vlastnosti, ale také požadavky na tuhost a v konečném důsledku i hmotnost konstrukce. Čím vyšší úhel šípů použijeme, tím vyšší budou kladeny nároky na pevnost a tuhost konstrukce, jelikož zde budou působit vyšší momentové síly vzhledem ke konstrukčním prvkům a křídlo bude mít snahu se kroutit. Abychom tyto nároky uspokojili, musíme použít konstrukční prvky, které tento ohybový a krouticí moment zachytí, patřičně zesílit hlavní nosné prvky, nebo zkombinovat obojí. To samozřejmě k výsledné hmotnosti křídla přispěje negativně. Hmotnost samotné konstrukce by měla ale být vždy co možná nejnižší, abychom se neochuzovali o užitečné zatížení. Proto navrhuji zvolit úhel šípů co nejnižší, ale tak, aby se v konečném důsledku uplatnila funkce stabilizace při vybočení. Jak jsem již uvedl výše, vlastnosti šípového křídla se začínají projevovat při úhlu šípů 20° až 25° . Zvolím tedy pro letoun typu křídlo úhel šípů **23°** . Tento úhel bude měřen od náběžné hrany směrem k příčné ose letounu.

Dále je nutno stanovit plošné zatížení křídla. Tento poměr nám udává jednotku váhy, která působí na jednotku plochy. U velkých letadel jsou hodnoty uváděny v kg/m^2 , v modelářské praxi, jelikož se pohybujeme v oblastech menších rozměrů a hmotností, se tyto hodnoty uvádějí v g/dm^2 . Pro pomalu letící letadla je uváděno ideální plošné zatížení v rozmezí $40\text{--}60 \text{ g/dm}^2$. Stíhací a akrobatické modely letounů mají uváděnu hodnotu plošného zatížení v rozmezí $60\text{--}90 \text{ g/dm}^2$. Při překročení hodnoty plošného zatížení 90 g/dm^2 se již nedoporučuje použít pro pohon letounu elektromotor. Důvodem by byly příliš krátké letové

časy, nebo nedostatečný výkon pohonné jednotky. Letoun, který navrhují, se bude řadit mezi pomalejší, proto je dobré zvolit plošné zatížení v rozmezí 40-60 g/dm². Navrhují tedy hodnotu plošného zatížení o velikosti přibližně **50 g/dm²**.

Nyní, když víme přibližnou požadovanou hodnotu plošného zatížení, můžeme vypočítat plochu křídla. Uvažovaná celková hmotnost navrhovaného letounu je **5 kg**. Pro výpočet plochy křídla je zapotřebí upravit vzorec [4.5], kde **m** je hmotnost letounu a **S** plocha křídla.

$$\text{plošné zatížení} = m / S \quad [4.5]$$

Po úpravě dostáváme vztah:

$$S = m / \text{plošné zatížení} \quad [\text{dm}^2, \text{g}, \text{g/dm}^2]$$

Výpočet: **m = 5000g**

$$\text{plošné zatížení} = 50 \text{ g/dm}^2$$

$$S = m / \text{plošné zatížení}$$

$$S = 5000 / 50$$

$$S = 100 \text{ dm}^2$$

Výpočtem jsme zjistili, že pro navrhovaný letoun budeme potřebovat plochu křídla o velikosti 100 dm², což odpovídá přesně 1m².

Následuje stanovení rozpětí křídel. Uvažuji, že při výrobě budu omezen délkou řezacího drátu, který se mi podařilo sehnat v délce 1m. Křídlo totiž bude vyrobeno z polystyrenu a nejpřesnějšího tvaru se dosáhne řezačkou s odporovým drátem. Tento způsob řezání se využívá u výroby většiny rádiově řízených modelů a i v dalších odvětvích, jako je například stavebnictví. Celkové maximální rozpětí bude tedy teoreticky 2m. Musíme avšak vzít v úvahu fakt, že při řezání je potřeba začít od náběžné, či odtokové hrany, abychom docílili plynulé změny profilu po délce od tvaru, který má kořenový profil, po tvar, který má koncový profil. Budu tedy uvažovat délku náběžné hrany poloviny křídla v délce 1m. K rozpětí se snadno dostanu výpočtem, při kterém použiji goniometrické funkce. Budeme-li uvažovat, že polovina křídla představuje lichoběžník, kde známe délku jeho šikmé strany a úhel, který svírá tato strana s jednou z rovnoběžných stran, pak není problém spočítat výšku tohoto lichoběžníku právě goniometrickou funkcí. Vzorec pro výpočet [4.6].

$$v = \cos(\alpha) * h \text{ [mm]} \quad [4.6]$$

kde: v ... polovina rozpětí

α ... úhel šípů

h ... délka náběžné hrany jedné poloviny křídla

Výpočet:

$$\alpha = 23^\circ$$

$$h = 1000 \text{ mm}$$

$$v = \cos(\alpha) * h$$

$$v = \cos(23) * 1000$$

$$v = 920,5 \text{ mm}$$

Celkové rozpětí navrhovaného letounu bude činit dvojnásobek poloviny rozpětí, tedy **1841 mm**. Abychom dosáhli požadované plochy křídla a tím splnili požadavek na plošné zatížení, musíme stanovit příslušné hloubky kořenových a koncových profilů.

Další výpočty, včetně výpočtu plochy křídla, provedu s využitím programu pro modeláře. Tento program se jmenuje Nurflügel, je to komplexní výpočetní nástroj pro samokřídla. Obsahuje i databázi profilů a je volně stažitelný na internetové adrese <http://esomodels.wz.cz/download/Samokridlo%20V2%2017.zip> a spadá do kategorie freeware. Vstupními parametry, které byly zadány do tohoto programu, jsou:

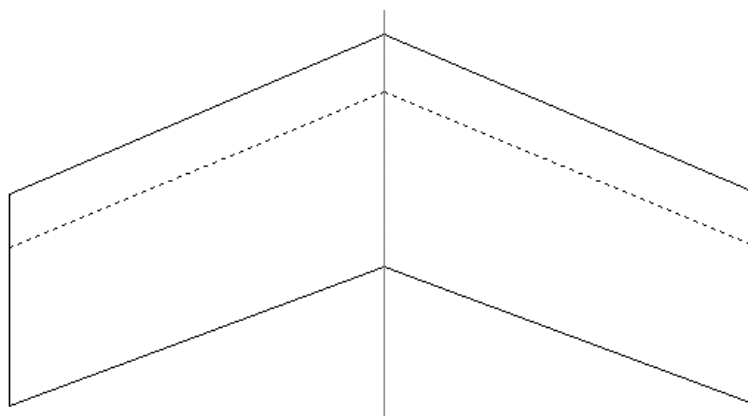
- Kořenový profil MH 61
- Koncové profily MH 61
- Rozpětí křídel 1841 mm
- Úhel šípů vztažený k náběžné hraně 23°
- Hmotnost křídla 5 kg
- Letová výška 100 m
- Geometrické kroucení křídla 0°
- Hustota vzduchu $1,2137 \text{ kg/m}^3$

- Povrch křídla hladký a čistý

Jelikož program vypočítává plochu křídla ihned po změně jakéhokoliv geometrického parametru, který ji ovlivní, mohl jsem si dovolit experimentálně stanovit hloubky kořenového a koncového profilu. Cílem bylo dostat se co nejbližší k hodnotě plochy 1 m^2 . Zároveň jsem sledoval, jaké hodnoty rychlosti doporučuje program pro dosažení ustáleného vodorovného letu. Snahou bylo držet tuto rychlost na co nejnižších hodnotách. Při zkoušení různých hloubek koncových a kořenových profilů a snaze zachovat plochu křídla 1 m^2 jsem ale zjistil, že v konečném důsledku se tato rychlost lišila v řádu desetin m/s. Zvolil jsem proto tedy hloubky všech profilů přibližně stejné. Důvodem je, že potřebuji konce křídla dostatečně pevné a tuhé, jelikož zde uvažuji umístění pohonných jednotek. Kdyby totiž hloubka koncového profilu byla malá, byla by tím pádem malá i tloušťka profilu a s ní související již zmiňovaná pevnost a tuhost. K této záležitosti se ale dostanu podrobněji až při návrhu pohonného systému. Experimentálně stanovené hloubky profilů a od nich odvislé parametry jsou:

- Hloubka kořenového profilu 570 mm
- Hloubka koncových profilů 520 mm
- Tloušťka kořenového profilu 58,596 mm
- Tloušťka koncových profilů 53,456 mm
- Programem vypočtená plocha křídla $1,003344\text{ m}^2$
- Plošné zatížení křídla $49,833353\text{ g/dm}^2$

Výhodou tohoto výpočetního programu je, že umí zobrazit poměrně hodně informací i graficky. Na *Obr. 4.13* je ilustrovaný půdorysný tvar křídla.

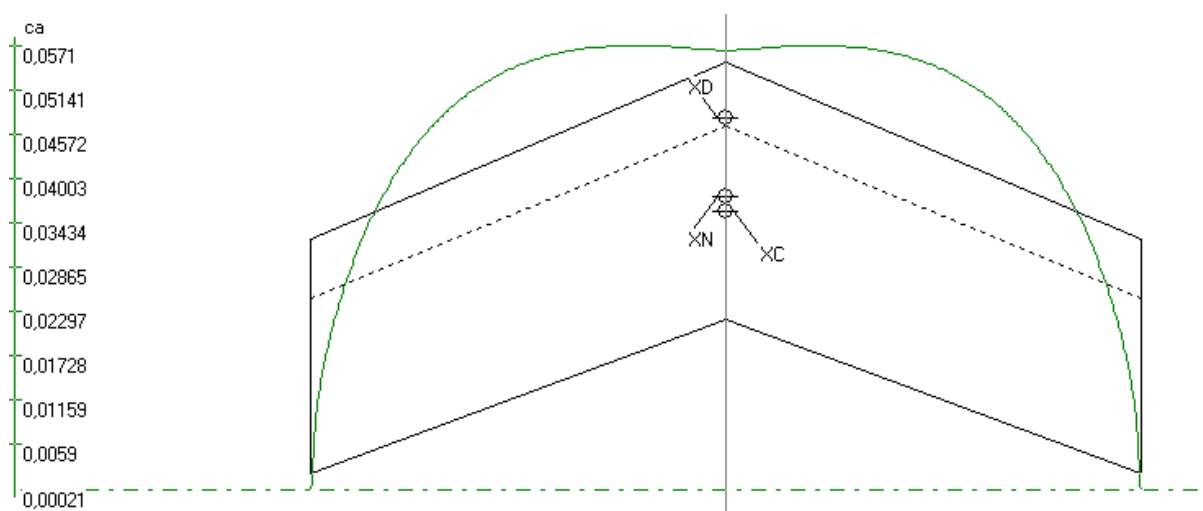


Obr. 4.13 Půdorysný tvar křídla

Kompletní výpis zbývajících vypočtených parametrů:

- Vztažná hloubka křídla (SAT) 0,5454 m
- Poloha geometrického neutrálního bodu 0,3287 m (od náběžné hrany)
- Poloha aerodynamického neutrálního bodu 0,2963 m (od náběžné hrany)
- Podélná zásoba statické stability 31,4% SAT
- Úhel nulového vztlaku celého křídla 0,154999 Grad (0,139°)
- Nulový součinitel momentu celého křídla 0,01529
- Součinitel vztlaku celého křídla 0,0487
- Součinitel momentu celého křídla 0,01819
- Celkový indukovaný součinitel odporu vzduchu 0,00022
- Rychlost pro ustálený let 40,671 m/s (146,41 km/h)
- Odhadovaná klouzavost 11,23
- Odhadovaná vertikální rychlost při klouzavém letu 3,621 m/s
- Poloha těžiště 0,125 m

Průběh rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla, geometrický neutrální bod (XC), aerodynamický neutrální bod (XN) a bod těžiště (XD) je patrný z Obr. 4.14.

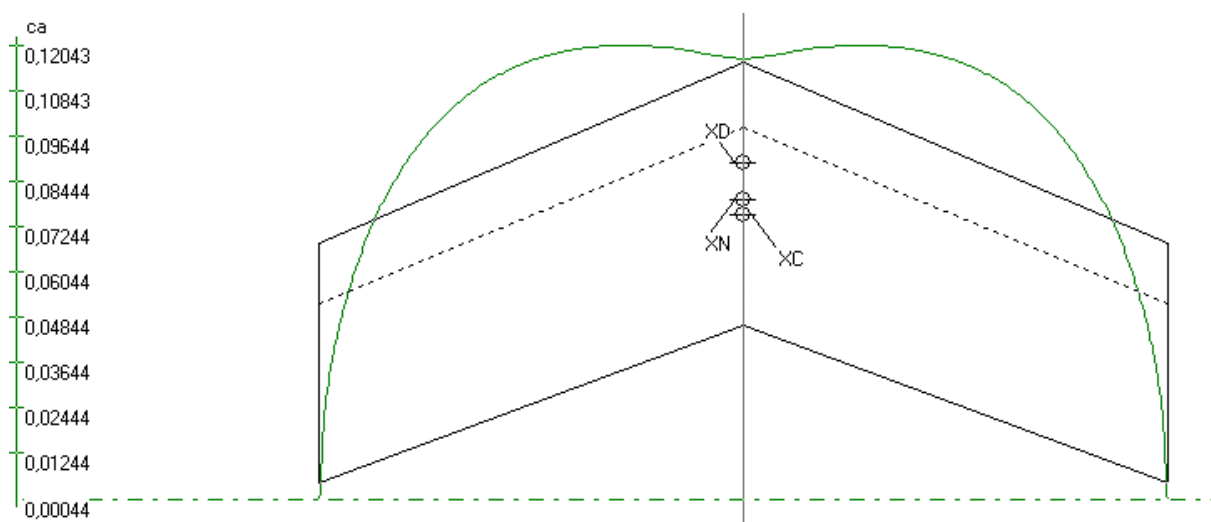


Obr. 4.14 Grafický výstup ze zadaných hodnot pro úhel náběhu 1°

Nutno podotknout, že výše uvedené hodnoty byly vypočteny pro úhel náběhu 1° . Když si všimneme hodnot, které jsme výpočtem získali, zejména rychlost pro dosažení vodorovného ustáleného letu a polohu těžiště, zjistíme, že vypočtená rychlost se od požadované rychlosti liší téměř o 50 km/h a poloha těžiště je až příliš vpředu. Výhodou je zde ale vysoká hodnota podélné zásoby statické stability. Otázkou je, jestli je taková hodnota potřebná. V programu Nurflügel ale máme možnost si vybrat z více parametrů, které budou při výpočtech považovány za konstanty. V předchozím případě byla zadána jako konstanta hodnota úhlu náběhu 1° . Nyní zadám jako konstantu pro výpočty rychlost, která bude činit 27,777 m/s (100 km/h). Výpis výsledků programu:

- Podélná zásoba statické stability 14,65% SAT
- Součinitel vztlaku celého křídla 0,10441
- Součinitel momentu celého křídla 0,0215
- Celkový indukovaný součinitel odporu vzduchu 0,00104
- Rychlost pro ustálený let 27,777 m/s (100 km/h)
- Odhadovaná klouzavost 19,167
- Odhadovaná vertikální rychlost při klouzavém letu 1,4489 m/s
- Poloha těžiště 0,2164 m
- Úhel náběhu pro vodorovný ustálený let $1,9658^\circ$

Uvedl jsem zde pouze ty hodnoty, které se od předchozích lišily. Jak jsme si mohli všimnout, poloha těžiště má souvislost s úhlem náběhu. Čím blíže bude těžiště náběžné hraně, tím menší bude úhel náběhu a tím vyšší bude potřebná rychlost pro dosažení vodorovného ustáleného letu. Opět průběh rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla, geometrický neutrální bod (XC), aerodynamický neutrální bod (XN) a bod těžiště (XD) jsou na *Obr. 4.15*.



Obr. 4.15 Grafický výstup ze zadaných hodnot pro rychlost 100 km/h (úhel náběhu 1,9658°)

Výpočtem v programu bylo ověřeno, že těžiště se nachází skutečně před neutrálním bodem, takže letoun bude stabilní. Výpočty týkající se polohy těžiště a neutrálních bodů byly provedeny ještě pro kontrolu v programech Static stability and Center of Gravity positions for model airplanes a WinLaengs 4 V2.3, oba dva jsou freeware, volně stažitelné. V obou programech jsem při výpočtech obdržel přibližně stejné hodnoty pro polohu těžiště. Je také nutno podotknout, že všechny vypočtené hodnoty jsou pouze teoretické výpočty a byly počítány pro křídlo samotné. Jak tomu bude doopravdy, je nutno ověřit v praxi. Na navrhovaný letoun je plánováno umístit užitečnou zátěž (pravděpodobně radar), který zajisté nebude mít zanedbatelné rozměry pro aerodynamické charakteristiky. Toto však již není úkolem mojí diplomové práce. Výhodou bude, že volbou umístění této zátěže pak bude dosaženo poměrně jednoduše správné polohy těžiště. Pokud navíc bude tato zátěž umístěna pod křídlem, bude mít pozitivní vliv na stabilitu letounu, neboť tím dojde k posunu těžiště směrem dolů po svislé ose letounu.

4.4 Návrh pohonné části

Pohon navrhovaného letounu má být řešen prostřednictvím elektromotorů. Charakteristickými rysy pro tento druh pohonu jsou vysoké pořizovací náklady, nižší provozní náklady, žádné emise a tak podobně. Zásadní nevýhodou oproti letounům se

spalovacími motory je to, že letoun si s sebou veze stále stejnou hmotnost. Vybíjením akumulátoru se totiž jeho hmotnost nesnižuje. U letounů se spalovacími motory se s dobou letu jejich hmotnost snižuje. Je to díky spalování paliva. Také výkony letounů se spalovacími motory jsou poněkud ve vyšších sférách. Nicméně neustále rostoucí ceny pohonných hmot nahrávají právě elektricky poháněným letounům, navíc vývoj akumulátorů – zdrojů energie, jde velmi rychle kupředu a pořizovací cena se taktéž snižuje. Vývoj elektromotorů také v posledních letech zaznamenal posun směrem kupředu. Místo dříve používaných komutátorových stejnosměrných motorů se přešlo dnes již téměř k výhradně střídavým trojfázovým motorům s rotačními plášti. Existují i střídavé elektromotory s rotační kotvou motoru. Střídavé elektromotory s rotačními plášti se vyznačují vysokou životností, účinností a spolehlivostí, jelikož postrádají komutátor, ve kterém docházelo k jiskření a opotřebovávání jeho kluzných kartáčků. Navíc jsou díky rotačnímu plášti poměrně otevřené proudění vzduchu a tím pádem i dobře chlazené. Díky dobrému chlazení můžeme získat poměrně vysoký výkon motoru při jeho malých rozměrech a hmotnosti.

Jak jsem již uvedl dříve v analytické části, je žádoucí, aby měl navrhovaný letoun více pohonných jednotek. Minimální počet pro dosažení stability v režimu visení jsou tři pohonné jednotky. Dalo by se použít i jedné pohonné jednotky a převodovka se třemi výstupy, ale toto řešení by přineslo požadavek na úpravu konstrukce pro vedení hřídelí k přenosu hnací síly a s tím i zvýšení hmotnosti, nehledě na to, že by se obtížně reguloval tah tak, aby byl nezávisle ovládán pro každou vrtuli. Navíc každé takovéto mechanické zařízení k přenosu energie je poměrně značně ztrátové a tak by poklesla účinnost celého pohonného systému. Nejvýhodnější je, aby byly vrtule upevněny přímo k motorům.

Umístění pohonných jednotek

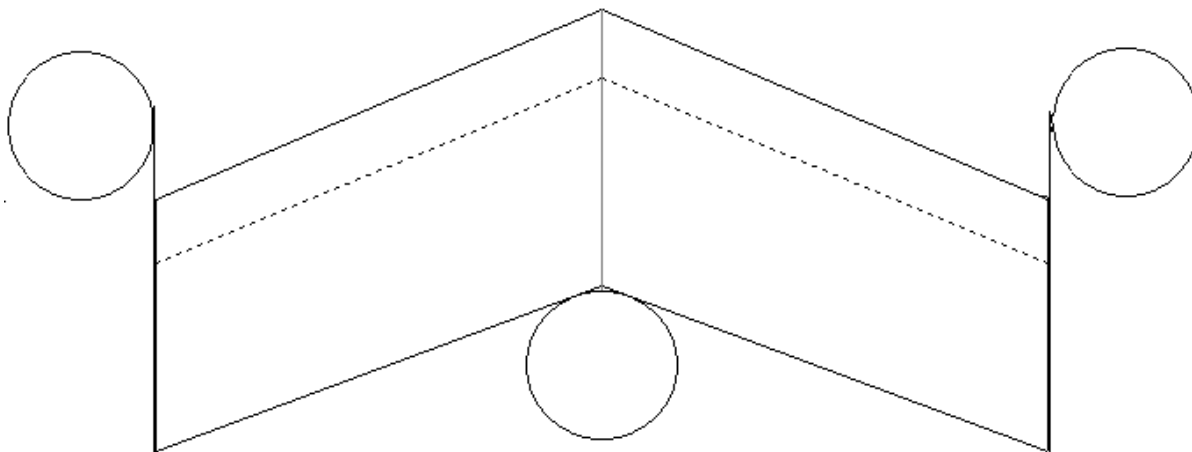
Umístění pohonných jednotek má vždy zcela zásadní vliv na konečné vlastnosti a výkony letounu. U vrtulových pohonných jednotek dokáže vrtulový proud ovlivnit většinou negativně obtékání na křídle, zvláště pokud je vrtule umístěna před křídlem (v tažném uspořádání). Pozitivem tohoto uspořádání může být zase při vhodně zvolené poloze pohonné jednotky ofukování řídicích ploch vrtulovým proudem, což v konečném důsledku přinese zvýšení ovladatelnosti i v nízkých rychlostech letu. Všeobecnou nevýhodou vrtulových pohonných jednotek je, že dochází vlivem jejich rotace ke stáčení vrtulového proudu do spirály. Tato spirála pak negativně působí na stabilizační plochy, i na křídlo, jelikož není obtékáno pod

správným úhlem náběhu a následky je nutno kompenzovat vyosením pohonné jednotky a vyvažovacími ploškami. Další možností je umístit pohonnou jednotku za křídlo (tlačné uspořádání). Zde je sice dosahováno vyšších účinností a vyšších hodnot tahu, ale za cenu nízké ovladatelnosti při nízkých rychlostech.

Jelikož se u navrhovaného letounu předpokládá, že se bude kromě visení a horizontálního letu pohybovat i v režimu složeném z těchto dvou, kdy bude prováděn průzkum dané oblasti a letoun poletí na rychlosti potřebné ke snímání terénu, je potřeba, aby letoun byl ovladatelný poměrně hodně dobře. Zároveň ale chci, aby byla zachována aerodynamická čistota křídla, takže použití pohonných jednotek v tažném uspořádání musím vyloučit. Otázkou je tedy jak řešit koncepci letounu, který má splňovat požadavky na kolmý vzlet a přistání a být zároveň typu křídlo, stabilní a dobře ovladatelný.

Mohl bych řešit uspořádání pohonných jednotek tak, že by byl nějaký počet umístěn v křídle a poskytoval by sílu potřebnou k provedení vertikálního vzletu a během letu by se k dopřednému pohybu použilo jiných pohonných jednotek, které by poskytovaly tah pro horizontální let. Skutečnost ale pak bude taková, že při vzletu budou činit zbytečnou zátěž pohonné jednotky pro horizontální let a při horizontálním letu zase letoun poveze zbytečně nevyužité pohonné jednotky k provádění vertikálního vzletu a přistání.

Nejlepší tedy bude využít ty samé pohonné jednotky, které budou použity jak k vertikálnímu vzletu a přistání, tak k pohybu letounu vpřed. Toho docílíme umístěním pohonných jednotek otočně tak, aby je bylo možno nastavit rovnoběžně nebo kolmo vzhledem k podélné ose letounu. Rozsah otočného pohybu pohonných jednotek bude muset však být víc, než 90° , aby byla zajištěna kromě stability i ovladatelnost letounu v režimu visení. Jak jsem již uvedl dříve, minimální počet pohonných jednotek k dosažení stabilního vertikálního vzletu a přistání je 3. Zároveň také chci zachovat křídlo aerodynamicky čisté a neovlivněné proudem z pohonných jednotek. Je tedy potřeba pohonné jednotky umístit tak, aby nebyly před křídlem. Po logické úvaze jsem dospěl k závěru, že by dvě pohonné jednotky měly být připevněny na koncích křídel a jedna pohonná jednotka uprostřed za křídlem v tlačném uspořádání. Pro ilustraci navrhovaného uspořádání jsem vytvořil *Obr 4.16*.



Obr. 4.16 Navrhované uspořádání pohonných jednotek

Další výhodou tohoto umístění je fakt, že díky vektorování tahu pohonných jednotek můžeme z konstrukce křídla vypustit veškeré prvky řízení. Jednoduše řečeno, znamená to, že křídlo nebude muset mít křídélka a díky koncepci VTOL ani vztlakové klapky. Křídlo tak nemusíme dimenzovat na zatížení od vztlakových klapek a křidélek. Pozitivem je, že bude-li letoun chtít provést zatáčku, nemusí k tomu použít křidélek, která fungují na principu zvýšení vztlaku na jedné straně křídla a snížení vztlaku na straně křídla druhé. Takto se ochuzujeme o vztlak na té straně křídla, která směřuje do zatáčky. Navíc křídlo s vychýlenými křídélky vykazuje vyšší hodnotu aerodynamického odporu. Stejného principu se využívá u letounů s ocasními plochami pro řízení klopení letounu okolo jeho příčné osy. Výhodnějším způsobem řešení ovládání letounu tedy bude, když klonění i klopení bude prováděno pomocí vektorování tahu. Bude-li letoun chtít provést zatáčku, stačí, když změni vektor tahu směrem dolů na motoru, který směřuje ven ze zatáčky. Pro ovládání klopení letounu může být použito změny vektoru tahu zadní pohonné jednotky, nebo pro stoupání by bylo spíše vhodné měnit vektor tahu dvou předních jednotek, abychom tím získali přírůstek vztlaku, který je pro stoupání tolik potřebný. Pokud bychom ovládali klopení letounu pouze změnou vektoru tahu zadní pohonné jednotky, při stoupání by musel být vektor tahu směřován nahoru, což by působilo negativně na hodnotu výsledné aerodynamické síly. Při změně vektoru tahu během stoupání u předních pohonných jednotek je situace obrácená, tah pohonných jednotek působí pozitivně na hodnotu výsledné aerodynamické síly.

Na rozmístění pohonných jednotek je potřeba dbát také hlavně z hlediska dodržení polohy těžiště. Z hlediska stranové vyváženosti je potřeba, abychom měli stejnou hmotnost na pravé polovině letounu a na levé polovině letounu. Pohonné jednotky umístěné na koncích křídel tedy musí být vzdáleny od podélné osy letounu stejně daleko a zbývající pohonná jednotka musí být umístěna přesně v místě kořene křídla. Z hlediska podélného vyvážení je však situace jiná. Máme 2 pohonné jednotky, které budou umístěny v určité vzdálenosti před těžištěm a 1 pohonnou jednotku, která bude umístěna za těžištěm. Z hlediska výkonového předpokládám, že budou použity všechny tři pohonné jednotky o stejné hodnotě maximálního tahu. Potom je třeba použít vzorce [4.7] pro výpočet momentu síly, kde \mathbf{M} je moment síly [N.m], \mathbf{F} je síla [N] a \mathbf{r} délka ramena [m].

$$\mathbf{M} = \mathbf{F} * \mathbf{r} \text{ [4.7]}$$

Aby byl letoun podélně vyvážen, musí být hodnoty momentů vyvozované pohonnými jednotkami před těžištěm a pohonnou jednotkou za těžištěm, sobě rovny.

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{F}_1 * \mathbf{r}_1 \dots\dots\dots \text{moment od pohonných jednotek před těžištěm}$$

$$\mathbf{M}_2 = \mathbf{F}_2 * \mathbf{r}_2 \dots\dots\dots \text{moment od pohonné jednotky za těžištěm}$$

aby bylo dosaženo rovnováhy, musí platit:

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_2$$

jelikož před těžištěm budou umístěny ve stejné úrovni 2 motory o stejné hmotnosti (nebo také můžeme počítat s maximálním tahem), pak platí:

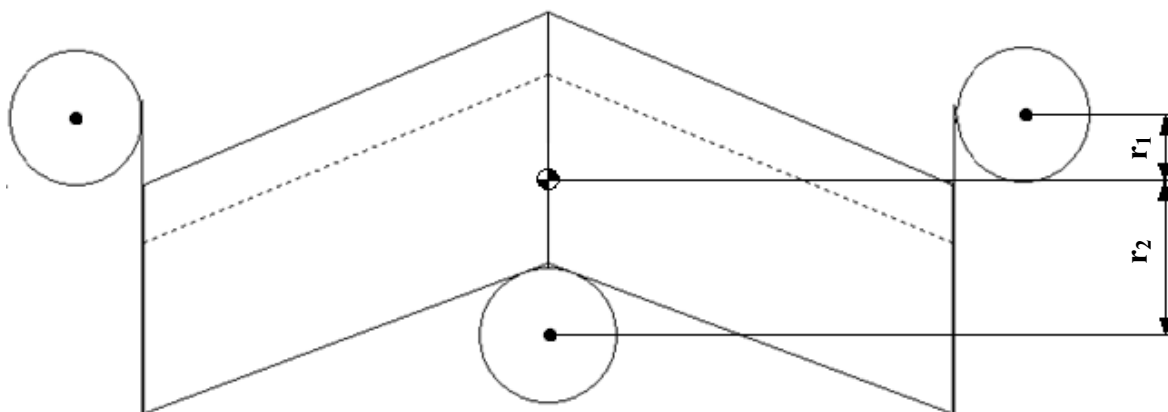
$$\mathbf{F}_1 = 2 * \mathbf{F}_2$$

$$\mathbf{F}_1 * \mathbf{r}_1 = \mathbf{F}_2 * \mathbf{r}_2$$

$$2 * \mathbf{F}_2 * \mathbf{r}_1 = \mathbf{F}_2 * \mathbf{r}_2$$

$$2 * \mathbf{r}_1 = \mathbf{r}_2$$

Z výsledku je patrné, že pohonná jednotka musí být umístěna ve dvojnásobné vzdálenosti od těžiště, jako jsou pohonné jednotky před těžištěm. Pro názornost je celá situace ilustrována na *Obr. 4.17*. Obrázek je pouze informativní.

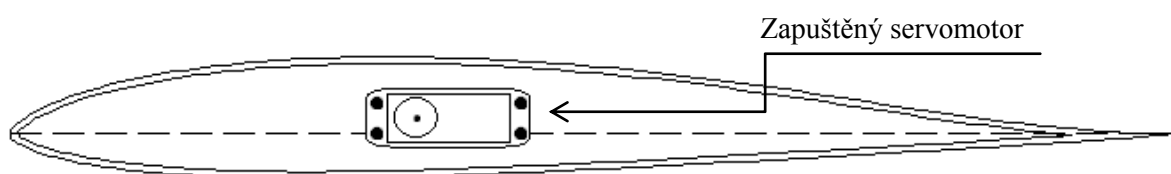


Obr. 4.17 Uspořádání pohonných jednotek vzhledem k těžišti

Otáčení pohonných jednotek by mělo být řešeno pomocí servomotorů, jelikož tyto umožňují přesné a rychlé úhlové natočení. Navíc setrvání v nové poloze je bez větších nároků na dodávku elektrické energie. Otáčení pohonných jednotek musí být na sobě nezávislé, stejně tak musí být nezávisle řízen tah každé jednotky.

U servomotorů můžeme v zásadě vybírat ze dvou základních typů. Jsou to analogové servomotory a digitální servomotory. Analogové servomotory fungují tak, že podle požadované polohy a polohy potenciometru roztáčí speciální obvod motor servomotoru. Digitální servomotor obsahuje procesor, pomocí kterého lze změnit některé parametry servomotoru tak, aby lépe vyhovoval pro plánované použití. Parametrické rozdíly, jako je krouticí moment [kg/cm], nebo rychlost [°/sec] mezi analogovým a digitálním servomotorem nejsou. Výhodou digitálního servomotoru je jeho programovatelnost, která umožňuje resetování servomotoru do továrního nastavení, nastavení koncového bodu a středovou polohu, směr otáčení, šířku pásma necitlivosti, polohu při výpadku signálu, rychlost servomotoru, ochrana proti přetížení a citlivost. Výhodou analogového servomotoru oproti digitálnímu je zase naopak nižší pořizovací cena. Spíše než digitální servomotory bych ale doporučil programování přímo na vysílači. Dnešní RC soupravy umožňují širokou programovatelnost. Proto navrhuji použití analogových servomotorů, které by měly mít kovové, nebo jiné robustní a pevné ozubené převody, aby nehrozilo jejich stržení. Při změně úhlu natočení rotující pohonné jednotky budou totiž potřebné síly pro její natočení vyšší, díky gyroskopickému momentu vrtule a samotné pohonné jednotky.

Co se týče umístění a uchycení servomotoru, musí být zvoleno tak, aby nenarušovalo aerodynamiku křídla, popřípadě aby nenarušovalo aerodynamiku vůbec. Servomotor se nabízí umístit přímo k pohonné jednotce, ale tím bychom jednak narušili aerodynamiku a navíc by servo nebylo chráněno. Navrhují tedy umístit servomotory do konců křídel tak, aby byly zapuštěny. Jednak tím dojde ke zvýšení ochrany servomotoru při možném pádu a podobně a dále tak snížíme celkový aerodynamický odpor letounu. Příklad umístění servomotoru je na Obr. 4.18.

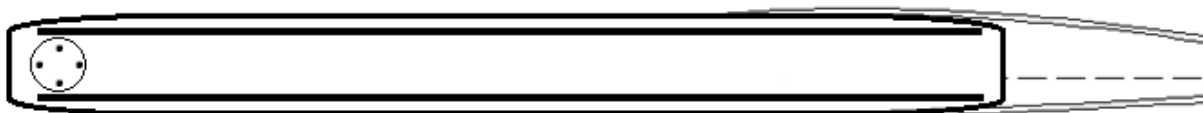


Obr. 4.18 Pohled z boku – umístění servomotoru

Motor, který bude umístěn uprostřed v tlačném uspořádání, bude ovládán z místa, kde bude umístěno podvěsně užitečné zatížení. Z výše uvedeného obrázku je patrné, že osa otáčení serva nebude shodná s osou natáčení elektromotorů. Je tedy třeba navrhnout způsob, jakým bude převáděn pohyb servomotoru na pohyb natáčení elektromotorů. Převod lze realizovat několika způsoby: pomocí táhel, Bowdenova kabelu, řemenic a podobně. Pokud bychom realizovali přenos pohybu pomocí táhel, bylo by je třeba dimenzovat na vzpěr, u bowdenů je situace podobná. Nejvýhodnější (i hmotnostně) bude dle mého názoru použít k přenosu síly a pohybu ozubené řemenice a odpovídajícího řemenu. Podobného způsobu se využívá například u inkoustových tiskáren k pohybu tiskové hlavy. Ozubené řemeny zde používané jsou lehké a pevné. Po průzkumu trhu jsem zjistil, že podobné ozubené řemeny jsou k dostání dokonce přímo v modelářských prodejnách, používají se pro RC automobily jako přenos pohonu z motoru na kola.

Jak vyplývá z Obr. 4.18, motory na koncích křídel budou muset být kvůli dodržení polohy těžiště a zajištění stability předsunuty. Předsunutí zajistíme umístěním motorů na pylony. Tyto by měly být vyrobeny z materiálu, který skýtá vysokou pevnost a pokud možno co nejnížší hmotnost. Pylony na koncích křídel budou namáhány především torzně, což je docela nepříjemné. Nabízí se použít pro konstrukci pylonu například hliníkovou trubku, jelikož trubky snášejí torzní síly nejlépe, ale byl by zde problém s uchycením jednak motoru a

také samotného pylonu ke konci křídla. Jako další se nabízí použít duralový pás. Při orientačním výpočtu objemu materiálu, který by byl k takovému účelu potřeba, jsem se dostal při měrné hmotnosti duralu $2,8 \text{ g/cm}^3$ na hmotnost přibližně 200g, což je na 1 pylon poněkud nepříjemné. Proto navrhuji použít k výrobě pylonu modelářskou překližku z tvrdého dřeva (například buk) a náležitě ji vyztužit. Vyztužení je možno provést přilepením pásů ze stejného materiálu kolmo k pylonu. Informativní návrh pylonu je na *Obr. 4.19*.



Obr. 4.19 Pohled z boku na návrh vyztuženého pylonu

Návrh pohonných jednotek

Když už víme, jak budou pohonné jednotky rozmístěny, můžeme pro letoun vybrat odpovídající elektromotor a vrtuli. Jelikož navrhovaný letoun je koncepce VTOL, je potřeba vycházet z toho, že maximální vzletová hmotnost letounu je stanovena na 5 kg. Při provádění kolmého vzletu a přistání bude potřeba, aby celkový tah od všech pohonných jednotek byl vyšší, než 5 kg. Pokud by byl roven 5kg, letoun by nestoupal, nebo by byl schopen pouze viset. Dalším důvodem, proč musí být tah vyšší, než hmotnost letounu je, že pokud by došlo v režimu visení k turbulenci nebo poryvu, hrozil by pád letounu. Jelikož celkový tah pohonných jednotek bude tak vysoký, aby letoun dokázal vertikálně stoupat v režimu visení, není potřeba se zabývat tahem, který bude potřeba pro horizontální let, jelikož tento bude dostatečný. Jak jsem již navrhnul dříve, budu uvažovat všechny tři pohonné jednotky o stejném výkonu. Z toho vychází, že jedna pohonná jednotka musí mít tah vyšší, než 1,667 kg. Po konzultacích v modelářských prodejnách jsem zjistil, že dostačující rezerva tahu by měla být přibližně 1 kg. Pokud by byla vyšší, už by byly motory zbytečně naddimenzované, měly by vyšší hmotnost a také by byla vyšší jejich pořizovací cena. Dalo by se pracovat i s menší rezervou tahu, pokud by se provedl vertikální vzlet jen nízko nad zem a následně by se letoun překonfiguroval pro let horizontální. Jelikož ale při návrhu uvažuji, že letoun bude operovat v režimu visení i během mise, a to poměrně vysoko nad zemí, kde je pravděpodobnost turbulencí vyšší, je třeba mít proto celkovou hodnotu maximálního tahu 6kg. Při této rezervě vychází maximální tah jedné pohonné jednotky na 2 kg.

Pro další výpočty použiji program Drive Calculator, volně stažitelný z adresy drivecalc.de, jež spadá do kategorie freeware, má pravidelně aktualizovanou databázi motorů a vrtulí. Při práci s tímto programem budu sledovat hlavně hodnotu statického tahu, dále hmotnost daného motoru a celkovou účinnost. Statický tah potřebujeme minimálně 2000g, hmotnost motoru co nejnižší a účinnost co nejvyšší. Dále také budu sledovat spotřebu motoru, aby byla co možná nejnižší.

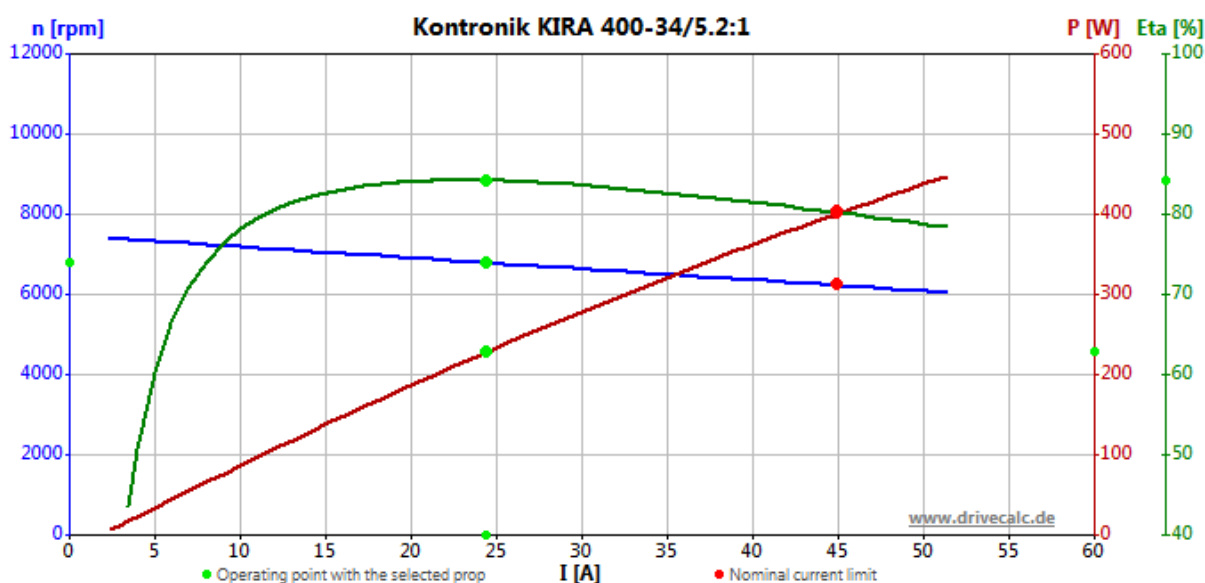
Jako první jsem v programu orientačně prošel kombinace motorů a vrtulí, které dávají přibližně tah 2000g, a sledoval při tom, jak se při změně průměru a stoupání vrtule mění parametry. Pokud jsem zvolil pro motor příliš malý průměr vrtule, k dosažení stejné hodnoty tahu byl potřeba vysoký počet otáček, na který vrtule není stavěna. S vyššími nároky na počet otáček by samozřejmě byly kladeny vyšší nároky na napětí pohonných akumulátorů, neboť u každého motoru je udáván počet otáček na 1V. Pokud byl naopak zase zvolen příliš veliký průměr vrtule, vzrostla hodnota potřebného elektrického proudu, takže provozovat takový motor by bylo neekonomické. U stoupání vrtule bylo potřeba vybrat takovou hodnotu, aby při daných nominálních otáčkách motoru bylo dosaženo potřebné rychlosti (přibližně 80 - 100 km/h).

Po skloubení těchto požadavků jsem se dostal k rozměrům vrtule 13x8, kde první rozměr je průměr v palcích a druhý rozměr stoupání v palcích. Z databáze programu je to přesněji vrtule pod označením 13x8 APC E V2. Nyní zbývá pro tuto vrtuli z databáze programu vybrat nejvhodnější motor. Z databáze programu jsem vybral 5 nejlepších adeptů.

Tab. 4.3 Srovnání parametrů vybraných elektromotorů

	Elektromotor				
	Dymond Master HQ – 3651 (700)	Kontronik KIRA 400-34/5,2:1	AXI 2826-12	RS-E295.20/15	Plettenberg Orbit 20-16
Hmotnost	180 g	162 g	178 g	175 g	215 g
Příkon	313,4 W	271,5 W	311,5 W	281,5 W	291,1 W
Účinnost pohonu	78,8 %	84,2 %	79,5 %	82,7 %	82,3 %
Tahová účinnost	6,8 g/W	7,4 g/W	6,9 g/W	7,3 g/W	7,2 g/W
Statický tah	2134 g	2018 g	2137 g	2046 g	2088 g
Proud	28,2 A	24,5 A	28,1 A	25,4 A	26,2 A

U všech motorů byla zadána konstantní hodnota napětí 11,1 V, aby byly výsledky srovnatelné. Nepodařilo se ovšem nastavit pro všechny motory statický tah, jako konstantu. Program si výpočtové body určuje sám dle databáze. Byly tedy vybrány hodnoty, které se požadovanému tahu co nejvíce blíží. Nejdůležitějšími parametry, dle kterých budu vybírat, jsou hmotnost motoru a příkon. Od příkonu se pak odvíjí nároky na proud. Účinnost vybraných motorů se pohybuje okolo 80%. Z vybraných motorů jsou na tom nejlépe Kontronik a RS. Důležité je při výběru hledět také na hmotnost motoru. Nesmíme totiž zapomínat, že motor nese kromě letadla také svou vlastní váhu, která by měla být co nejnižší. Absolutním vítězem je motor Kontronik KIRA 400-34/5,2:1, se svými 162 g, příkonem 271,5 W a proudovým odběrem 24,5 A. K motoru je programem vybráno použít převodovku Kontronik 5,2:1 s účinností 97%, která je již jeho součástí. Motor se totiž dodává ve verzi s převodovkou, nebo bez ní. To vše při 2018 g statického tahu. Za zmínku stojí i tahová účinnost 7,4 g/W. Navrhuji ho tedy použít v letounu UAV. Celková hmotnost pohonných jednotek včetně převodovek bude 486 g a celkový příkon 814,5 W při celkovém statickém tahu 6054 g. Za uvedení také stojí fakt, že jsem se při výběru vrtule a motoru trefil do maximální dosažitelné účinnosti pohonné jednotky, která činí 84,2%. Křivka průběhu účinnosti je v grafu vyznačena zelenou barvou. Na *Obr. 4.20* je vyznačen průběh otáček, výkonu a účinnosti motoru v závislosti na elektrickém proudu. Zelené tečky symbolizují nastavený pracovní bod při zvolené vrtuli a červené tečky symbolizují vypočtený proudový limit. Pracovní otáčky jsou stanoveny programem na 6785 min^{-1} .



Obr. 4.20 Závislosti parametrů motoru na elektrickém proudu

Pro navrhovaný motor se doporučuje programem použít regulátor Kontronik Jazz 80-6-18. Jeho hmotnost je 59 g. Každý motor by měl být řízen vlastním regulátorem, aby bylo řízení nezávislé, jak bylo již dříve zamýšleno. Navíc se tak budou lépe chladit, než jeden velký regulátor, který by ovládal všechny 3 motory. Regulátory pak bude ovládat řídicí jednotka.

Akumulátory jsou zcela zásadní věcí, která ovlivní výdrž letounu ve vzduchu i jeho letovou hmotnost a také hmotnost užitečného zatížení. Dnes již existují lithium-polymerové akumulátory, které se vyznačují svou nízkou hmotností a vysokou proudovou zatížitelností. Jsou navíc i cenově dostupné, jelikož se v leteckém modelářství začaly hojně využívat. Pohonné akumulátory navrhuji umístit do místa, kde bude uložena užitečná zátěž. Z akumulátorů by měla být napájena veškerá elektronika, včetně elektromotorů. Je to z důvodu jednoduchosti provozu, kdy bude pak stačit nabít pouze jednu akumulátorovou sadu a letoun bude opět připraven k letu. Můžeme též mít akumulátorových sad více a během mise je při mezipřistáních jen vyměňovat a vybité akumulátory mezi tím znovu nabíjet. Na závěr je nutno podotknout, že všechny uvedené hodnoty jsou pouze výpočtové. Skutečné hodnoty se mohou lišit.

4.5 Návrh konstrukčního řešení UAV

Konstrukční řešení křídla

Konstrukce křídla by měla být řešena tak, aby vykazovala minimální hmotnost při dostatečné pevnosti a tuhosti. Jelikož křídla letounu budou namáhána od pohonných jednotek torzně, kromě velké koncové hloubky křídla bude potřeba použít nosný potah, který vytvoří torzní dutinu a křídlo tak bude dostatečně tuhé. Jako hlavní materiál pro stavbu letounu jsem vybral polystyren značky ISOVER EPS 70 F, který je běžně dostupný ve stavebninách. Jedná se o fasádní polystyren. Z katalogově uváděných údajů se dá zmínit snad jen trvalá zatížitelnost v tlaku o hodnotě 1200 kg/m^2 . Je dodáván v deskách o rozměru $1000 \times 500 \text{ mm}$ a různých tloušťkách. Pro konstrukci jsem zvolil tloušťku 80 mm, jelikož maximální tloušťka profilu bude 58,596 mm (10,28% z kořenové hloubky 570 mm). Polystyren jsem zvolil především pro jeho nízkou hmotnost a široké možnosti vyztužení, navíc z něj lze poměrně snadno a jednoduše vyrobit prakticky jakýkoliv tvar. Úplně nejlepším způsobem výroby

polystyrenového křídla je nechat polystyren vypěnit do předem vyrobené formy. Tento způsob výroby je ale nákladný na počáteční investice. Proto existuje druhá poměrně hodně finančně méně náročnější technologie výroby přesných tvarových dílů a tou je řezání pomocí odporového drátu. K řezání polystyrenu odporovým drátem lze použít i CNC řezačku. Pro výrobu křídla jsem použil odporovou řezačku ve tvaru rámové pily, která byla napájena nabíječem autobaterií.

Nejprve bylo potřeba pomocí odporové řezačky vyříznout půdorysný tvar křídla. Aby pak bylo možné vyrobit profil, musel jsem zhotovit z modelářské překližky pro obě poloviny křídla koncová a kořenová žebra, která budou součástí konstrukce a poslouží zároveň jako šablona pro vedení odporové řezačky. Tím dojde k vyrobení profilu z polystyrenu. Kořenová žebra byla zhotovena z topolové překližky o třech vrstvách a tloušťce 3 mm. Koncová žebra byla zhotovena z bukové modelářské překližky o šesti vrstvách a tloušťce 3 mm. Materiál pro výrobu koncových žebířů jsem musel zvolit pevnější, jelikož budou namáhána od připevněných pohonných jednotek a také proto, že budou vystavena více riziku poškození, než kořenová žebra, která budou přilepena k sobě, a mezi ně bude vložen pylon pro uchycení prostředního motoru.

Jelikož bude křídlo namáháno také na ohyb, je potřeba jej náležitě vyztužit. K tomuto účelu jsem použil dva smrkové nosníky o obdélníkovém průřezu 3x20 mm. Umístil jsem je do místa největší tloušťky profilu, jeden shora a jeden zespoda. V koncovém i kořenovém žebířu bylo potřeba vyříznout pro tento nosník drážky, které posléze sloužily pro vedení odporové řezačky, aby byly patřičné drážky zhotoveny také v polystyrenu. Do drážek byl následně nosník vlepen polyuretanovým lepidlem PUREX rapid. Toto lepidlo má hlavní výhodu v tom, že dokáže během vytvrzovacího procesu zpěnit, takže dokonale zaplní mezery a pórovitý povrch polystyrenu. Koncová a kořenová žebra byla tímto lepidlem přilepena také.

Profil MH 61 má poměrně hodně tenkou odtokovou hranu, která, pokud by byla z polystyrenu, by byla příliš měkká a ohebná. Proto byl konec odtokové hrany odříznut a nahrazen smrkovou lištou o rozměrech 2x7 mm. Dříve, ještě než se k sobě obě poloviny křídel slepí, je potřeba myslet na to, že skrze křídlo povedou kabely k pohonným jednotkám a servomotorům. Musel být tedy zhotoven skrze křídlo průchod. Postup pro jeho zhotovení je podobný, jako při vkládání nosníků do křídla. Na spodní (tlačné) straně profilu byla v každém žebířu vyvrtána díra a k ní proříznuta cesta ze spodní strany, pro umožnění vyříznutí polystyrenu odporovou řezačkou.

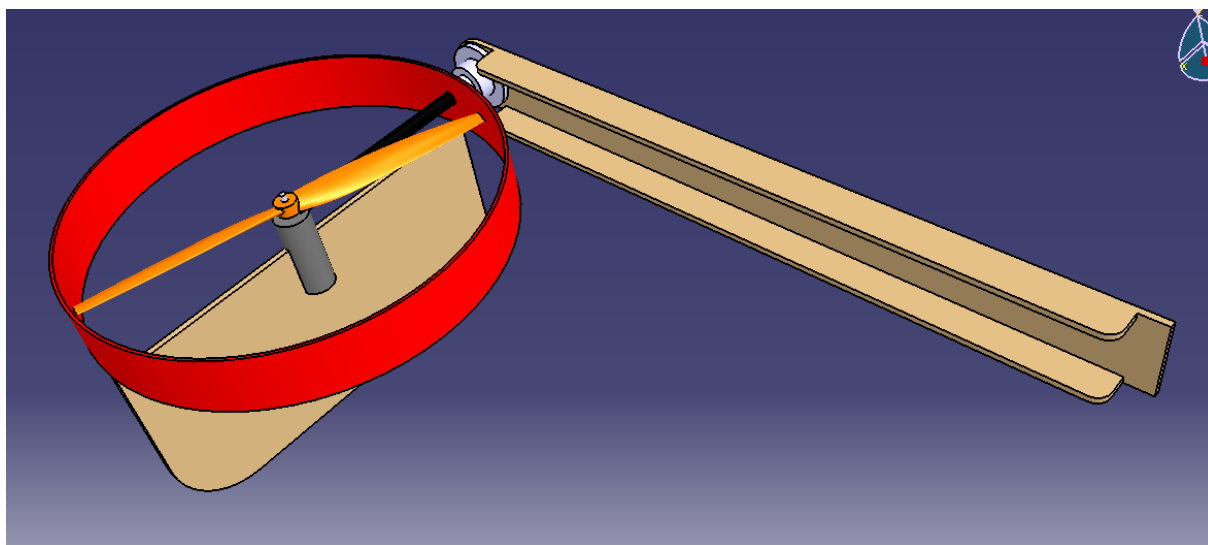
Dále je potřeba zhotovit pylon, pro uchycení prostředního motoru. Pro zhotovení bude použito stejné překližky, jako pro koncová žebra. Následně bude potřeba vyrobit drážky pro nosníky, které budou spojovat obě poloviny křídla a vytvoří spolu s již vloženými nosníky jakési písmeno A. Opět bude jeden z vrchu a jeden zespodu křídla. Zespodu bude dobré vložit silnější (vyšší) nosník 3x20 mm, na horní straně postačí nižší nosník 3x12 mm. Vyšší nosník ze spodní strany je potřeba z důvodu vyššího zatížení, které zde bude působit díky umístěnému užitečnému nákladu. Toto zatížení bude mít tendenci ohnout křídlo jeho konci směrem nahoru. Mohou být ještě z nosníkového materiálu zhotoveny krátké spojovací prvky, které poslouží ke zpevnění lepeného spoje obou polovin křídla. Dále je také vhodné do spodní strany křídla vlepít nosné prvky, ke které budou přenášet zatížení od užitečného nákladu do konstrukce letounu.

Po slepení všech částí je vhodné zahladit nerovnosti pomocí šlehaného tmelu a následně, bude-li potřeba, jej přebrousit. Šlehaný tmel se vyznačuje svou nízkou hmotností, proto se dá použít i pro účely leteckého modelářství. U řady šlehaných lehčených tmelů se také uvádějí výhody v tom, že nepraskají, mají minimální objemovou kontrakci a po vyschnutí se nepropadají. Vyhlazení nerovností je důležité především z hlediska zachování aerodynamické čistoty křídla.

Vyhlazené křídlo je možno potáhnout potahem, který bude nosný, a tudíž bude plnit funkci torzní dutiny spolu s ostatními výstužnými prvky. Pro potahování jsem zvolil balicí papír na balíky, který je běžně dostupný v papírnictví, oproti potahu z balsy je pevnější a podstatně levnější. Pro přilepení potahu je vhodné použít disperzní lepidlo typu Herkules a podobně. Navíc můžeme některá místa, jako např. náběžná hrana, jednoduše vyztužit přidáním další vrstvy papíru. Po zaschnutí bude nutné papírový potah naimpregnovat proti vlhkosti speciálním nátěrem. Dnes již existují hydrofobní nátěry (WAProtect) na bázi nanotechnologií, které způsobí, že jakmile přijde voda do styku s takto povrchově upraveným papírem, vytvoří kuličky, které posléze stečou pryč. Výhodou jsou i další efekty, jako je zabráňování usazování nečistotám, zabránění snížení pevnosti papíru a jeho zvlnění, dokonce výrobce uvádí zabráňování přimrzání námrazy. Povrch nelze čistit abrazivními prostředky. Funkčnost úpravy povrchu je udávána až 3 roky, dle používání. Pak je třeba ochranu nanést znova.

Konstrukční řešení pohonných jednotek

Pohonné jednotky budou uchyceny na pylonech, jejichž návrh jsem již ve své práci provedl. Důležité je, aby uchycení pylonů bylo pevné. Proto navrhuji kromě přilepení ještě vyztužit několika vlepenými tyčemi z bukové kulatiny o zvoleném průměru 6 mm, které budou procházet skrze pylon, koncové žebro a budou zasahovat přibližně 25 cm do polystyrenu. Na koncích pylonů budou připevněny otočné mechanismy, ze kterých povedou vzpěry pro připevnění motorů. Pro zvýšení účinnosti vrtulí je vhodné zhotovit prstence, ve kterých budou vrtule umístěny. Jelikož bude klonění, klopení a bočení ovládáno pohonnými jednotkami, musíme za ně umístit ještě usměrňovací plošky, které budou směřovat vrtulový proud přesně tam, kam budeme chtít. Kromě lepšího vektorování tahu zde budou plošky hlavně z toho důvodu, že při vyšších rychlostech letu nebude tolik patrný rozdíl rychlosti vrtulového proudu a nerozrušeného proudu vzduchu a tím by, pokud by zde tyto plošky nebyly, klesala účinnost tohoto způsobu řízení. Na *Obr. 4.21* je zhotovena vizualizace toho, jak by měla otočná jednotka s pylonem vypadat. Pro vizualizaci byl použit program Catia.



Obr. 4.21 Pylon s otočnou pohonnou jednotkou

Důležitou záležitostí je při konstrukci a sestavování dodržet polohu těžiště. Jeho vypočtenou hodnotu ale nemůžeme brát jako závaznou. Konkrétní poloha těžiště se musí stanovit při záletu letounu, případně ji můžeme experimentálně odladit. Například vlivem otáčení pohonných jednotek může dojít ke změně polohy těžiště. Pro odstranění tohoto

problému můžeme elektromotor v místě jeho připevnění k otočnému prvku předsunout tak, aby při nastavení do polohy pro horizontální let neměl motor snahu vlastní vahou otočit se zpět. Dalším způsobem je vyvážit letoun s otočenými pohonnými jednotkami pro horizontální let a při režimu visení dovažovat zvýšeným tahem předních pohonných jednotek. Poloha těžiště ovlivní výslednou rychlost potřebnou pro dosažení vodorovného ustáleného letu, ale jen v určitých mezích. Je potřeba mít na paměti, že v nízkých rychlostech letu se bude při úhlu náběhu přibližně 10° dostávat letoun do pádu a maximální rychlost ve vodorovném letu je dána výkonem pohonných jednotek. Dále bude většina parametrů letounu ovlivněna kvalitou jeho zpracování, čistotou povrchu křídla, listů vrtule a v podstatě všech částí, které budou obtékány vzduchem.

5. Vyhodnocení cílů diplomové práce

Cílem této diplomové práce bylo na základě provedení analýzy vybrat taková konstrukční řešení, která by byla přínosná a na základě uvážení výhodnosti jednotlivých řešení jich skloubit co nejvíce dohromady. Konstrukčních řešení existuje opravdu hodně, proto bylo důležité vymyslet takový koncept letounu, který by byl originální a nesl s sebou oproti zjištěným konstrukčním řešením výhody. S použitím výpočetních programů se podařilo u navržené konstrukce letounu předběžně zjistit jeho přibližné parametry. Dalším cílem bylo tuto konstrukci částečně realizovat. Při výrobě letounu bylo třeba řešit četné problémy spojené s nalezením takového způsobu výroby, který by byl dostupný, a byla by jím zajištěna přiměřená kvalita vyráběného letounu. Letoun se podařilo zkonstruovat a je připraven na vyztužení dle potřeby, potažení a osazení otočnými pohonnými jednotkami.

6. Závěr

Jak již vyplývá ze zhodnocení cílů, při řešení této diplomové práce se podařilo dojít do stádia, kdy je letoun částečně realizován. Je třeba ale neustále mít na paměti, že vypočtené hodnoty se od reality budou do jisté míry lišit. Letoun je třeba považovat za prototyp, jehož vlastnosti a chování by bylo vhodné ověřit nejprve v aerodynamickém tunelu. Co se týče akumulátorů, budou tyto největší parazitní zátěží, protože musí být schopny napájet všechny pohonné jednotky po dostatečně dlouhou dobu, a tudíž musí mít dostatečnou kapacitu a s ní jde ruku v ruce i hmotnost. Koncepce společných akumulátorů pro všechny elektrické spotřebiče letounu ale umožňuje letoun provozovat i v případě, kdy se nepodaří jej osadit akumulátory o dostatečné kapacitě. Tato koncepce totiž počítá s tím, že akumulátorů bude více, a zatímco letoun bude provádět požadovaný úkon, mohou být na pozemní stanici nabíjeny akumulátory další. Letoun tedy bude vykonávat mezipřistání, díky kterým může operovat prakticky libovolně dlouho. Podobného principu se využívá u stíhacích letounů, které během dlouhé mise tankují palivo za letu. Je třeba ale myslet na to, že vývoj akumulátorů jde díky leteckému modelářství rychle kupředu. Požadavky na akumulátory jsou kladeny stále vyšší. Musí být schopny dodávat co nejvyšší proud, být co nejlehčí a mít co nejvyšší kapacitu. Díky tomu snad již v brzké budoucnosti budou dostupné akumulátory takových kvalit, že zcela vytlačí spalovací motory z odvětví leteckého modelářství. Letoun může vykonávat nejrůznější mise, ve kterých bude potřeba z místa, kde není možno provést klasický vzlet, se dostat poměrně slušnou rychlostí nad místo, kde splní úkol, za kterým byl vyslán. Koncepce umožňuje provádět vertikální vzlet, přistání, při doplnění podvozkovými koly i zkrácený vzlet, dále může provádět průzkum v režimu visení, nebo se ve vzduchu pohybovat i velmi malými rychlostmi, které jsou výhodné pro kvalitní záběry kamery, nebo pro jiné účely.

7. Seznam použitých pramenů:

- [1] <http://www.gizmag.com/flying-wing-vtol-uav/13962/> (7. 4. 2012)
- [2] <http://www.gizmag.com/go/1571/> (7. 4. 2012)
- [3] <http://www.guidedsys.com/VTOL/sicx-300v-uav.php> (7. 4. 2012)
- [4] http://www.aviationweek.com/aw/blogs/aviation_week/on_space_and_technology/index.jsp?plckController=Blog&plckBlogPage=BlogViewPost&newspaperUserId=a68cb417-3364-4fbf-a9dd-4feda680ec9c&plckPostId=Blog%3Aa68cb417-3364-4fbf-a9dd-4feda680ec9cPost%3Af63af11b-6e39-4240a88df45218394ade&plckScript=blogScript&plckElementId=blogDest (7. 4. 2012)
- [5] <http://aeromav.free.fr/MAV07/session/plenary/SESSION%201/MAV07-PLEN%201-1Shkarayev/Shkarayev%20paper%20MAV%2007.pdf> (7. 4. 2012)
- [6] <http://web.mst.edu/~spaceg/stupro1.html> (7. 4. 2012)
- [7] http://verticopter.com/garrow_aircraft/ (7. 4. 2012)
- [8] <http://historieletectvi.xf.cz/aerodynamika.htm> (7. 4. 2012)
- [9] http://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/12/samokridla/ (7. 4. 2012)
- [10] http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Vliv_geom_kr_na_pric_stab.aspx (7. 4. 2012)
- [11] <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2010/11/stabilita.php> (7. 4. 2012)
- [12] <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/01/samokridla.php> (7. 4. 2012)
- [13] <http://samokridla.webnode.cz/stabilni-let-u-samokridla/> (7. 4. 2012)
- [14] <http://www.mh-aerotools.de/airfoils/mh61koo.htm> (7. 4. 2012)
- [15] http://www.kolmanl.info/index.php?show=MODEL_Y (7. 4. 2012)

- [16] <http://www.fbest.wz.cz/konverze.html> (7. 4. 2012)
- [17] <http://www.nanobala.cz/papir.htm> (7. 4. 2012)
- [18] http://images.gizmag.com/gallery_lrg/flying-wing-vtol-uav-2.jpg (8. 4. 2012)
- [19] http://images.gizmag.com/gallery_lrg/1571_03.jpg (8. 4. 2012)
- [20] <http://www.guidedsys.com/images/products/thumbnails/Bat1.jpg> (8. 4. 2012)
- [21] <http://www.guidedsys.com/images/products/thumbnails/Bat2.jpg> (8. 4. 2012)
- [22] <http://sitelife.aviationweek.com/ver1.0/Content/images/store/10/4/8a54cc5f-d933-4b4f-a40e-1cb79dc92a89.Large.gif> (8. 4. 2012)
- [23] <http://sitelife.aviationweek.com/ver1.0/Content/images/store/9/5/e901414c-588a-4a4f-9553-16bd31428192.Large.png> (8. 4. 2012)
- [24] http://verticopter.com/graphics/ExSum/5_verticopter_reference_designs.jpg
(8. 4. 2012)
- [25] <http://verticopter.com/graphics/ExSum/29.jpg> (8. 4. 2012)
- [26] <http://verticopter.com/graphics/ExSum/31.jpg> (8. 4. 2012)
- [27] <http://verticopter.com/graphics/ExSum/p24hr.jpg> (8. 4. 2012)
- [28] http://web.mst.edu/~spaceg/images/stupro1_1.jpg (8. 4. 2012)
- [29] http://web.mst.edu/~spaceg/images/stupro1_2.jpg (8. 4. 2012)
- [30] http://www.kolmanl.info/images/geometrie_profilu.jpg (8. 4. 2012)

Přílohy diplomové práce

8. Seznam příloh

Příloha A – Výroba půdorysného tvaru	90
Příloha B – Výroba profilů obou polovin křídla	91
Příloha C – Vyztužování křídla	92
Příloha D – Výroba závěsů pro uchycení užitečné zátěže	94
Příloha E – Výroba motorových pylonů	95
Příloha F – Výroba otočných uchycení pohonných jednotek	96
Příloha G – Výsledný stav částečně realizovaného letounu	97

Příloha A – Výroba půdorysného tvaru



Obr. A1 Bloky polystyrenu



Obr. A2 Měření a příprava před řezáním



Obr. A3 Vyříznutý půdorysný tvar křídla letounu

Příloha B – Výroba profilů obou polovin křídla



Obr. B1 Kořenový a koncový profil



Obr. B2 Lepení koncového profilu



Obr. B3 Příprava řezání profilu

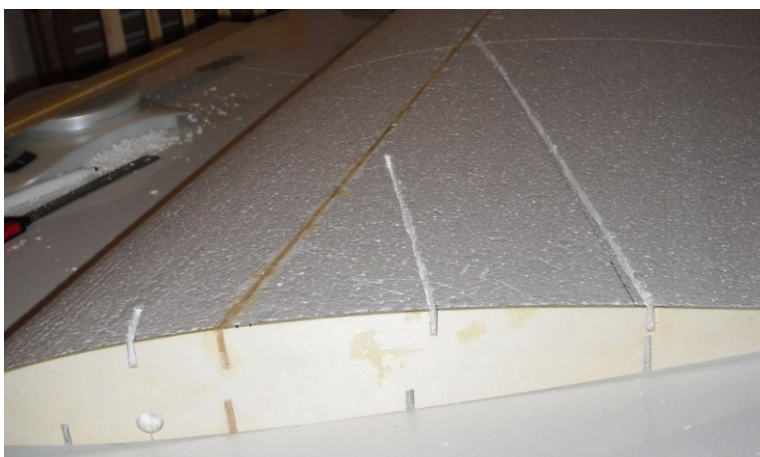


Obr. B4 Vyříznuté poloviny křídel

Příloha C – Vyztužování křídla



Obr. C1 Připravená drážka pro horní nosník



Obr. C2 Drážky pro vlepění nedělených nosníků



Obr. C3 Výztuhy pylonů



Obr. C4 Montáž výztuh pylonů

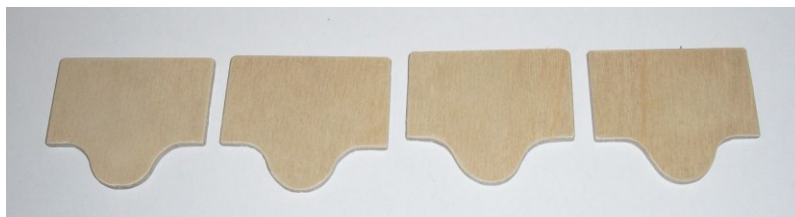


Obr. C5 Pylon prostř. motoru a nedělené výztuhy



Obr. C6 Detail kořene křídla

Příloha D – Výroba závěsů pro uchycení užitečné zátěže



Obr. D1 Závěsy



Obr. D2 Příprava pro umístění závěsů do křídla

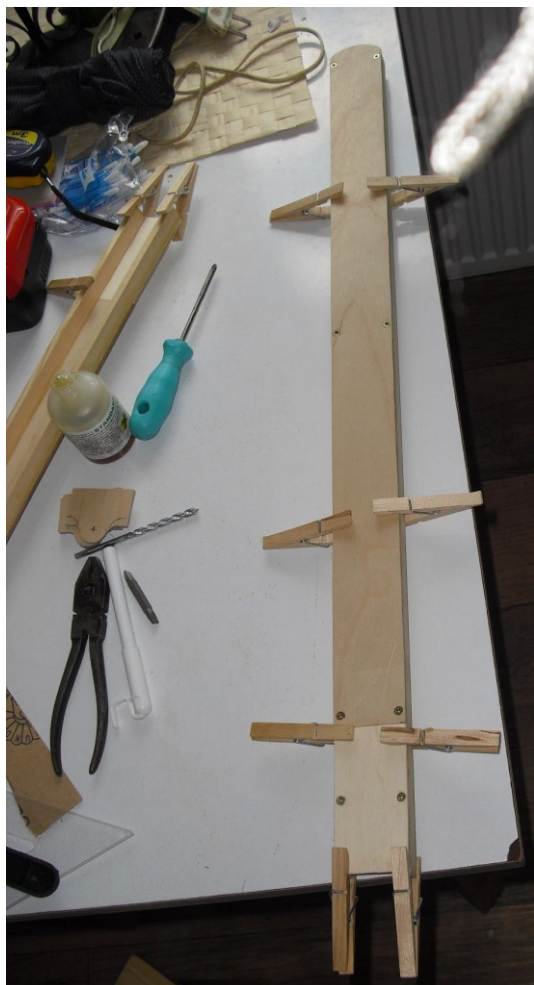


Obr. D3 Výroba drážky pro závěs



Obr. D4 Vlepování závěsů do křídla

Příloha E – Výroba motorových pylonů



Obr. E1 Zatížení při lepení pylonu



Obr. E2 Detail pylonu

Příloha F – Výroba otočných uchycení pohonných jednotek



Obr. F1 provizorní otočné uchycení



Obr. F2 Lepení otočného prstence prostředního motoru



Obr. F3 Otočné prstence s uchycením pro pohonné jednotky

Příloha G – Výsledný stav částečně realizovaného letounu



Obr. G1 Hmotnost částečně realizovaného letounu



Obr. G2 Pohonné jednotky otočeny pro visení



Obr. G3 Příklad manévrování v režimu visení



Obr. G4 Pohonné jednotky otočeny pro vodorovný let



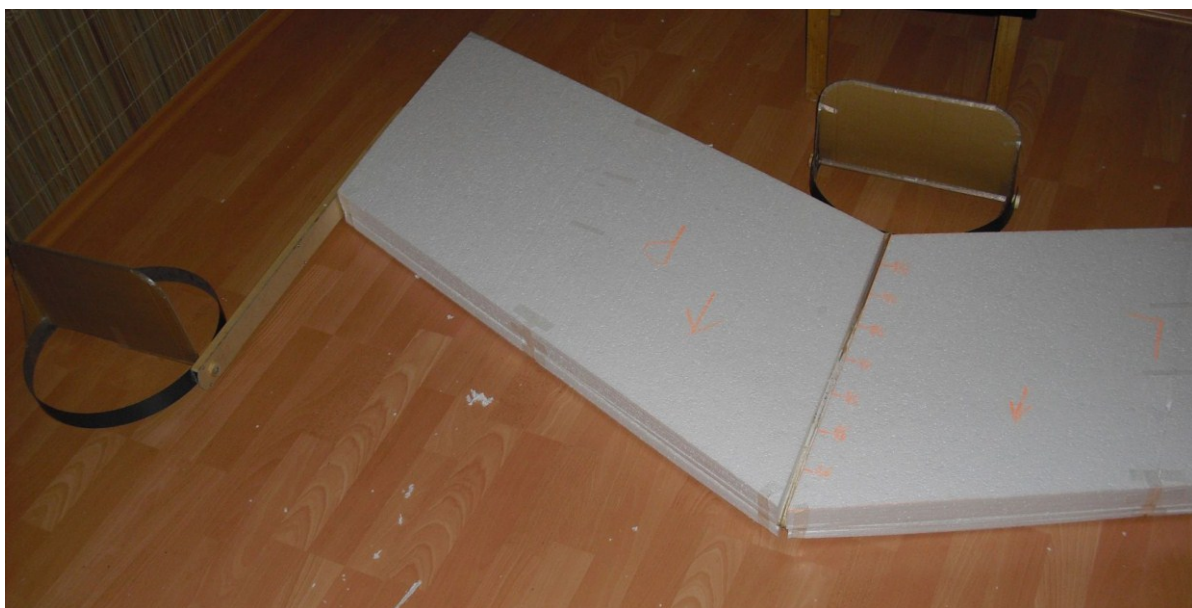
Obr. G5 Detail krajní pohonné jednotky



Obr. G6 Detail prostřední pohonné jednotky



Obr. G7 Spodní strana letounu se závěsy pro uchycení užitečného zatížení



Obr. G8 Částečně realizovaný letoun v převravních polystyrenových deskách